



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH STAVĚCÍHO MECHANISMU MALÉHO
RAKETOVÉHO MOTORU PRO VESMÍRNÉ SONDY**

ADJUSTING MECHANISM OF A SMALL ROCKET ENGINE FOR SPACE EXPLORATION
VEHICLES

BAKALÁŘSKÁ PRÁCE

BACHELOR'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Andrej Vrana

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Jaroslav Bartoněk

BRNO 2021

Zadaní bakalářské práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Andrej Vrana**
Studijní program: Strojírenství
Studijní obor: Základy strojního inženýrství
Vedoucí práce: **Ing. Jaroslav Bartoněk**
Akademický rok: 2020/21

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma bakalářské práce:

Návrh stavěcího mechanismu malého raketového motoru pro vesmírné sondy

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Pokud jsou malé vesmírné sondy vybaveny vlastním raketovým motorem, bývá nutné zajistit, aby uložení tohoto motoru umožňovalo nastavení vektoru tahu v určitém malém rozmezí. Stavěcí mechanismus musí splňovat požadavky na přesnost, jednoduchost, spolehlivost či pevnost. Student(ka) v bakalářské práci navrhne několik způsobů, jak stavitelnost řešit a posoudí je podle vybraných kritérií.

Cíle bakalářské práce:

- 1) Rešerše prostředků pro průzkum vesmírných těles s uvedením parametrů, účelů a poznatků, které přinesly.
- 2) Návrh konstrukčních řešení stavitelnosti uchycení raketového motoru a jejich znázornění ve 3D modelech.

Seznam doporučené literatury:

GALL, J.: Mise Juno k Jupiteru. Vysoké učení technické v Brně. Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2020.

PEKAŘ, Š.: Využití robotických Roveru k průzkumu Mars. Vysoké učení technické v Brně. Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií, 2017.

Termín odevzdání bakalářské práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2020/21

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Táto bakalárska práca sa zaoberá návrhom nastaviteľných mechanizmov malého raketového motora a ich zobrazením v 3D CAD modeloch. Práca je rozdelená do dvoch hlavných častí. V prvej časti sú popísané vesmírne sondy určené na prieskum vesmírnych telies. Ku každej sonde je popísaný priebeh jej misie, konštrukcia a technické parametre, spolu s informáciami o vedeckých poznatkoch, ktoré priniesli. Druhá časť sa zaoberá popisom fungovania raketových motorov a ich rozdelením na základné typy, s uvedením raketových motorov používaných v kozmonautike. Následne sú popísané spôsoby ovládania rakiet počas letu, s uvedením rôznych riešení tejto problematiky. Nakoniec sú prezentované vlastné návrhy nastaviteľných mechanizmov s popisom ich použiteľnosti.

ABSTRACT

This bachelor's thesis deals with designing adjustable gimbal mechanisms used for steering a small rocket engine and their depiction in 3D CAD models. The thesis is divided into two main parts. In the first part, spacecraft used for exploration of celestial bodies are described. All the spacecraft are described in detail, showing their mission phase, their design and technical parameters together with informations about their scientific discoveries, which they provided. The second part describes how rocket engines work with their division into main types and gives examples of rocket engines used in the aerospace industry. Furthermore, means of steering a rocket during flight are described, with also showing various ways of dealing with this issue. Finally, designs of adjustable gimbal mechanisms are presented, with description of their usability.

KLÚČOVÉ SLOVÁ

Nastaviteľný mechanizmus, raketový motor, nastavenie vektoru ťahu, raketové pohonné systémy, vesmírne sondy, prieskum vesmírnych telies

KEY WORDS

Gimbal mechanism, rocket engine, thrust vector control, rocket propulsion systems, space probes, exploration of celestial bodies

BIBLIOGRAFICKÁ CITÁCIA

VRANA, Andrej. *Návrh stavěcího mechanismu malého raketového motoru pro vesmírné sondy*. Brno, 2021. Dostupné také z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/132264>.
Bakalářská práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, Letecký ústav.
Vedoucí práce Jaroslav Bartoněk.

ČESTNÉ PREHLÁSENIE

Prehlasujem, že som túto záverečnú prácu na tému *Návrh stavěcího mechanismu malého raketového motoru pro vesmírné sondy* vypracoval samostatne, pod vedením Ing. Jaroslava Bartoňka, s použitím doporučenej literatúry a ďalších odborných zdrojov uvedených v zozname použitej literatúry.

V Brne

Andrej Vrana

POĎAKOVANIE

V prvom rade chcem vyjadriť veľkú vďaku svojmu školiteľovi Ing. Jaroslavovi Bartoňkovi, za zdieľanie jeho odborných znalostí, cenné rady, prejavenu ochotu a všetku pomoc počas vedenia mojej práce. Ďalej chcem poďakovať svojim rodičom, bratovi a starým rodičom, ktorí ma počas písania tejto práce a celého štúdia podporovali, motivovali a stáli pri mne. Osobitné poďakovanie patrí aj mojim priateľom zo školy, ktorí boli oporou počas štúdia, všetkým priateľom z projektu Katarínka, s ktorými je život krajší a všetkým ostatným, vďaka ktorým sa stávam lepším človekom.

OBSAH

1	ÚVOD	11
2	PREHLAD PROSTRIEDKOV NA PRIESKUM VESMÍRNYCH TELIES	12
2.1	Stručný prehľad sond a misií.....	12
2.2	Rosetta.....	16
2.2.1	Popis misie	16
2.2.2	Konštrukcia sondy	18
2.2.3	Zdroj energie	19
2.2.4	Pohonný systém	19
2.2.5	Telemetria	19
2.2.6	Vedecké poznatky	19
2.3	Mars 2020.....	20
2.3.1	Popis misie	20
2.3.2	Konštrukcia sondy	22
2.3.3	Zdroj energie	23
2.3.4	Pohonný systém	23
2.3.5	Telemetria	23
2.3.6	Vedecké poznatky	23
2.4	Cassini-Huygens.....	24
2.4.1	Popis misie	24
2.4.2	Konštrukcia sondy	25
2.4.3	Zdroj energie	27
2.4.4	Pohonný systém	28
2.4.5	Telemetria	28
2.4.6	Vedecké poznatky	29
3	RAKETOVÉ POHONNÉ SYSTÉMY	30
3.1	Princíp letu rakety	30
3.2	Princíp pohonu rakety	31
3.3	Druhy raketových motorov	32
3.3.1	Motory na kvapalné pohonné látky.....	33
3.3.2	Motory na tuhé pohonné látky	34
3.3.3	Hybridné motory	35
4	SPÔSOBY OVLÁDANIA RAKETY	37
4.1	Aerodynamické krídla	37

4.2	Výfukové lopatky	38
4.3	Korekčné dýzy.....	38
4.4	Vernierove dýzy	39
4.5	Nastaviteľný mechanizmus	39
5	NÁVRHY NASTAVITEĽNÝCH MECHANIZMOV	41
5.1	Voľba raketového motoru	41
5.2	Voľba spôsobov ovládania.....	42
5.3	Návrh klbového mechanizmu.....	42
5.4	Návrh Kardanovho závesu	45
6	ZÁVER	49
	ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY	50
	ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK	59

1 ÚVOD

Vznik modernej kozmonautiky, ako ju poznáme dnes, sa datuje na obdobie konca druhej svetovej vojny. Technický pokrok spôsobený týmto konfliktom ovplyvnil mnoho odvetví v technike, medzi nimi aj vývoj raketového pohonu. Boli to práve zbrane hromadného ničenia, ktoré boli po konci vojny transformované na prostriedky umožňujúce prieskum vesmíru. Najvýznamnejšou zbraňou bola nemecká raketa V-2. Výsledok vojny nezvrátila, stala sa však základom prvých rakiet určených na let do kozmu. Na pohon používala raketový motor, ktorý spaľoval alkohol s tekutým kyslíkom. S problematikou pohonu je spojená aj problematika riadenia. Raketa V-2 používala na riadenie smeru letu nastaviteľné výfukové lopatky umiestnené za raketovým motorom, ktoré umožňovali nastavenie vektora ťahu.

Prvou umelou družicou na obežnej dráhe Zeme bol Sputnik, vypustený Sovietskym zväzom v roku 1957. Tento čin spôsobil tzv. „vesmírne preteky“, kedy začali dve najväčšie svetové mocnosti, Spojené štáty Americké a Sovietsky zväz, súperiť o kontrolu nad kozmickým priestorom. Vyvrcholením tejto snahy bolo pristátie človeka na Mesiaci, ktoré sa podarilo americkej vesmírnej agentúre NASA v roku 1969. S pristátím človeka na Mesiaci sa spája aj koniec tohto súperenia, a väčšina vesmírnych misií sa odvtedy zameriava na prieskum vesmírnych telies pomocou nepilotovaných sond. Tie priniesli množstvo nových informácií, obohatili ľudské chápanie vzniku Slnačnej sústavy, a boli technologickou výzvou, ktorá posunula vývoj raketových motorov a spôsobov ich ovládania.

Rakety a sondy možno riadiť rôznymi spôsobmi. Prvé rakety využívali už spomenuté výfukové lopatky a na veľkých raketových stupňoch sa využívali aerodynamické krídla upevnené po ich obvode. Tieto spôsoby riadenia sú limitované na prostredie s atmosférou, preto rakety alebo sondy letiace vo vákuu využívajú iné spôsoby. Na orientáciu v priestore sa využívajú menšie korekčné dýzy, alebo sa dráha letu koriguje natočením hlavného raketového motora pomocou nastaviteľného mechanizmu.

Cieľom bakalárskej práce je zoznámiť čitateľa s vybranými zástupcami vesmírnych sond určených k prieskumu vesmírnych telies Slnačnej sústavy, vysvetliť základné princípy kozmického letu spojeného s uvedením rôznych typov raketového pohonu a nakoniec uviesť základné spôsoby ovládania rakety počas letu s prezentovaním vlastných návrhov riešenia tejto problematiky pomocou nastaviteľných mechanizmov určených k ovládaniu malého raketového motoru.

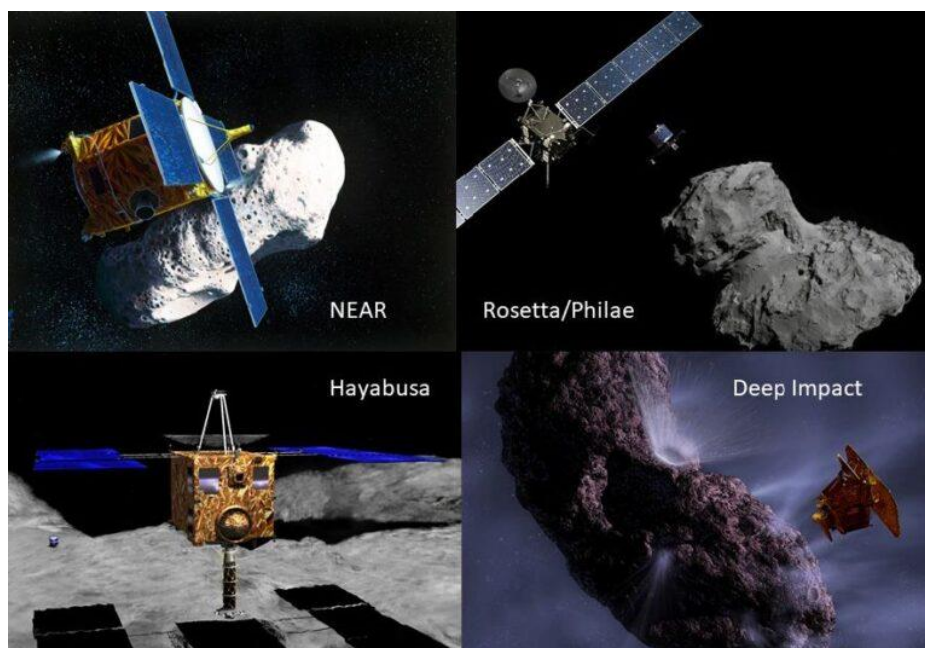
2 PREHLAD PROSTRIEDKOV NA PRIESKUM VESMÍRNYCH TELIES

2.1 Stručný prehľad sond a misií

Od vypustenia prvej umelej družice na obežnú dráhu Zeme uplynulo už viac ako 60 rokov [1]. Odvtedy vesmírna technika zažila veľký pokrok a ľudia boli schopní za pár desaťročí skonštruovať sondy, ktoré dosiahli nielen obežnú dráhu Zeme, ale aj vzdialené vesmírne telesá. Vesmírnych telies je mnoho a je možné ich roztriediť podľa rôznych kritérií do kategórií. V nasledujúcej rešerši sú vesmírne telesá Slnecnej sústavy roztriedené podľa veľkosti a ku každému typu telesa je vymenovaných pár zástupcov prostriedkov na ich prieskum. Nakoniec je z každej kategórie prostriedkov vybraná aj konkrétna sonda, ktorá jedno z telies preskúmala, a je bližšie popísaná.

Vesmírne telesá boli podľa veľkosti roztriedené nasledovne:

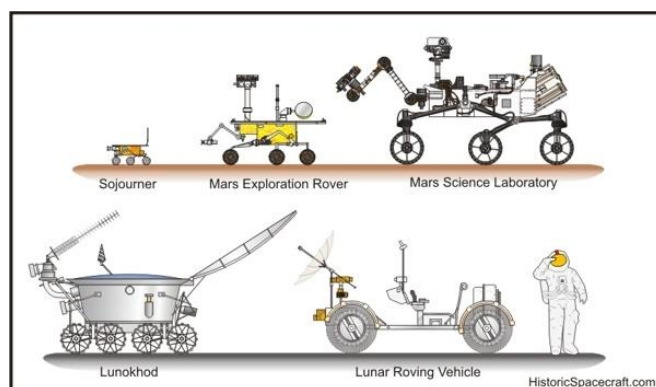
- Asteroidy a kométy ako príklad malých vesmírnych telies (Tab. 1.)
- Terestriálne planéty a Mesiac ako príklad stredne veľkých vesmírnych telies (Tab. 2.)
- Plynné planéty ako príklad veľmi veľkých vesmírnych telies (Tab. 3.)



Obrázok 1 – Ilustrácia sond na prieskum asteroidov a komét [2]

Tab. 1. Prehľad sond na prieskum asteroidov a komét slnečnej sústavy.

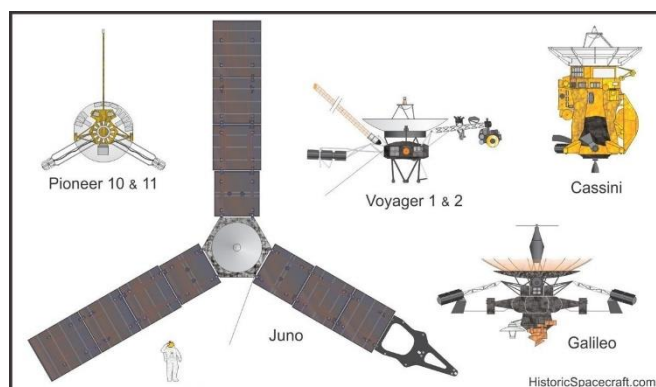
Názov misie	Cieľový objekt	Agentúra a krajina	Stručný popis mise	Štart-koniec misie	Referencia
Giotto	Kométa Halley	ESA (Európa)	Prvé fotografie jadra kométy	1985-1992	[3]
NEAR Shoemaker	Asteroid 433 Eros	NASA/APL (USA)	Prvé pristátie na asteroide	1996-2001	[4]
Stardust	Kométa Wild 2	NASA/JPL (USA)	Prvý zber vzoriek prachových častíc z chvostu kométy a ich návrat na Zem	1999-2011	[5]
Hayabusa	Asteroid 25143 Itokawa	JAXA (Japonsko)	Prvý zber vzoriek z povrchu asteroidu a ich návrat na Zem	2003-2005	[6]
Rosetta	Kométa 67P/Churyumov-Gerasimenko	ESA (Európa)	Prvé pristátie na povrchu kométy	2004-2016	[7]
Deep Impact	Kométa Tempel 1	NASA/JPL (USA)	Prvá kolízia projektilu s kométou, zber vzoriek sondou po náraze	2005-2013	[8]
Dawn	Asteroidy Vesta a Ceres	NASA/JPL (USA)	Prvé lety po obežných dráhach dvoch najväčších objektov v páse asteroidov	2007-2018	[9]
Hayabusa 2	Asteroid 162173 Ryugu	JAXA (Japonsko)	Zber vzoriek z povrchu asteroidu a ich návrat na Zem	2014-2020	[10]
OSIRIS-REx	Asteroid Bennu	NASA/Lockheed Martin (USA)	Zber vzoriek z povrchu asteroidu a ich návrat na Zem	2016-2023	[11]



Obrázok 2 - Vozidlá na prieskum Marsu a Mesiaca [12]

Tab. 2. Prehľad sond a misií na prieskum terestriálnych planét a Mesiaca

Názov misie	Cieľová planéta	Agentúra a krajina	Stručný popis misie	Štart-koniec misie	Referencia
Mariner 10	Merkúr	NASA/JPL (USA)	Prvý prelet sondy okolo planéty Merkúr	1973-1975	[13]
MESSENGER	Merkúr	NASA/APL (USA)	Prvá sonda na obežnej dráhe planéty Merkúr	2004-2015	[14]
Mariner 2	Venuša	NASA/JPL (USA)	Prvý prelet sondy okolo Venuše	1962-1963	[15]
Venera 8	Venuša	Lavočkin (ZSSR)	Prvé úspešné pristátie na povrchu Venuše	1972-1972	[16]
Venera 9	Venuša	Lavočkin (ZSSR)	Prvé fotografie z povrchu Venuše	1975-1975	[17]
Apollo 11	Mesiak	NASA (USA)	Prvé pristátie človeka na Mesiaci	1969-1969	[18]
Lunochod 1	Mesiak	Lavočkin (ZSSR)	Prvé robotické vozidlo ktoré jazdilo po povrchu Mesiaca	1970-1971	[19]
Mars Pathfinder (Sojourner)	Mars	NASA (USA)	Prvé úspešné vozidlo, ktoré jazdilo po povrchu Marsu	1996-1997	[20, 21]
Mars Exploration Rovers (Spirit a Opportunity)	Mars	NASA (USA)	Prvá misia dvoch identických vozidiel, ktoré pristáli a jazdili po povrchu Marsu	2004-2018	[21–23]
Mars Science Laboratory (Curiosity)	Mars	NASA/JPL (USA)	Prvé vozidlo veľkosti auta, ktoré pristálo na Marse	2011	[21, 24]
Mars 2020 (Perseverance)	Mars	NASA/JPL (USA)	Prvé vozidlo na prieskum Marsu, ktoré so sebou prinieslo malý lietajúci vrtuľník	2020	[25]



Obrázok 3 - Sondy na prieskum plynných planét [26]

Tab. 3. Prehľad sond na prieskum plynných planét slnečnej sústavy.

Názov misie	Cieľová planéta	Agentúra a krajina	Stručný popis misie	Štart-koniec misie	Referencia
Pioneer 10	Jupiter	NASA/ARC (USA)	Prvý prelet okolo planéty Jupiter	1972-2003	[27]
Pioneer 11	Saturn	NASA/ARC (USA)	Prvý prelet okolo planéty Saturn	1973-1995	[28]
Voyager 1	Jupiter a Saturn	NASA/JPL (USA)	Prvý prelet okolo planét Jupiter a Saturn počas jednej misie	1977	[29]
Voyager 2	Jupiter, Saturn, Urán a Neptún	NASA/JPL (USA)	Prvý prelet okolo všetkých štyroch plynných planét počas jednej misie, prvý prelet okolo Uránu a Neptúnu	1977	[30]
Galileo	Jupiter	NASA (USA)	Prvá sonda na obežnej dráhe Jupiteru, prieskum jej magnetosféry a mesiacov	1989-2003	[31]
Cassini-Huygens	Saturn	NASA/JPL ESA/ASI (USA a Európa)	Prvá sonda na obežnej dráhe Saturnu, prieskum jej atmosféry, magnetosféry, prstencov a mesiacov	1997-2017	[32]
Juno	Jupiter	NASA/JPL (USA)	Na obežnej dráhe Jupiteru, prieskum jej atmosféry, magnetosféry a mesiacov	2011	[33, 34]

Z tabuliek 1-3 bolo z každej kategórie vesmírnych telies vybrané jedno teleso, a taktiež bola zvolená aj jedna konkrétna sonda, ktorá dané teleso preskúmala. V nasledujúcich troch kapitolách sú tieto sondy bližšie popísané.

Vesmírne sondy boli zo zoznamu vybrané takto:

- Rosetta ako príklad sondy na prieskum asteroidov a kométy 67P
- Mars 2020 ako príklad sondy na prieskum terestriálnej planéty Mars
- Cassini-Huygens ako príklad sondy na prieskum plynnej planéty Saturn

2.2 Rosetta

2.2.1 Popis misie

Misia Rosetta bola projektom Európskej vesmírnej agentúry ESA, ktorej hlavným cieľom bolo dosiahnutie kométy sondou, let na jej obežnej dráhe a pristátie na jej povrchu pomocou malého pristávacieho modulu [35]. Vesmírna sonda sa skladala z materskej lode Rosetta a malého pristávacieho modulu Philae, ktorý bol k materskej lodi pripevnený. Materská loď dostala svoj názov podľa trojjazyčnej kamennej dosky z roku 196 pred Kr., objavenej v egyptskom meste Rosetta (arabsky Ar-Rašíd), pomocou ktorej bolo možné urobiť veľký posun v porozumení egyptskému hieroglyfickému písmu. Pristávací modul Philae bol pomenovaný po ostrove na rieke Níl, kde bol nájdený obelisk potvrdzujúci predošlú interpretáciu textov na rosettskej doske [36].

Misia začala v 70. rokoch 20. storočia a pôvodnou náplňou misie mal byť transport vzoriek horniny z kométy na Zem. Tento úmysel bol neskôr zmenený na konečný plán pristátia modulu na jej povrchu. Tento plán bol prijatý Výborom pre vedecké programy ESA v Novembri 1993 [37]. Pôvodným objektom záujmu mala byť kométa 46P/Wirtanen a sonda k nej mala odštartovať v roku 2003. Tento scenár musel byť kvôli havárii nosnej rakety Ariane 5 zrušený, keďže došlo k poruche novo inštalovaného motoru Vulcain-2 pri jej inauguračnom lete. Na tejto rakete mala letieť aj sonda Rosetta, ale k poruche došlo len mesiac pred jej plánovaným odletom. Novým cieľovým objektom sa tak stala kométa 67P/Churyumov-Gerasimenko. Sonda Rosetta s upravenou dráhou letu odštartovala na opravenej rakete Ariane 5 o rok neskôr ako bolo plánované, v roku 2004 [37].



Obrázok 4 - Štart sondy Rosetta na rakete Ariane 5 [38]

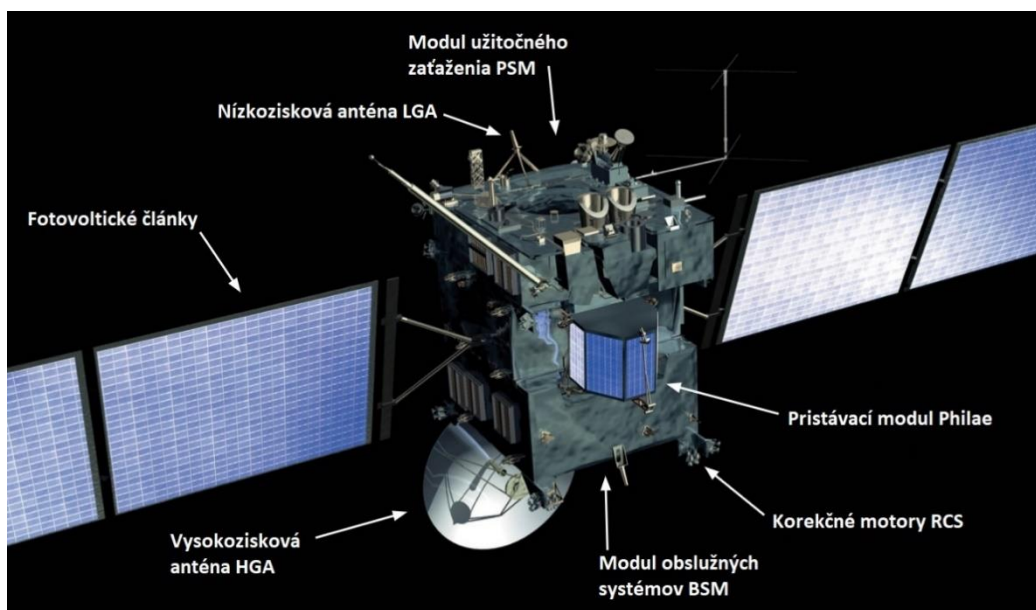
Po desiatich rokoch letu v roku 2014 sonda priletela ku kométe 67P/Churyumov-Gerasimenko. Bola to historicky prvá sonda, ktorej sa podarilo dosiahnuť trajektóriu kométy a obiehať okolo nej na obežnej dráhe [39]. Za účelom dosiahnutia excentrickej obežnej dráhy kométy boli nutné tzv. gravitačné manévry. Sonda využila celkovo štyri takéto manévry, jeden pri Marse a tri pri Zemi. Počas medziplanetárneho letu ku kométe sonda preletela aj okolo ďalších malých vesmírnych telies slnečnej sústavy, a to okolo asteroidov 2867 Šteins v roku 2008 a 21 Lutetia v roku 2010 [35]. Tri roky pred dosiahnutím kométy v roku 2011 vstúpila sonda Rosetta do módu hibernácie, keďže sa nachádzala za obežnou dráhou Jupiteru, kde nebol dostatok slnečnej energie na udržanie chodu jej systémov. Palubný počítač znovu spustil všetky systémy sedem mesiacov pred príchodom ku kométe v januári 2014. Sonda v auguste toho roku zahájila let vo formácii s kométou vo vzdialenosti asi 100 km od nej a medzičasom sa k nej postupne približovala. Zistila, že jej tvar je nepravidelný. V októbri toho roku dosiahla sonda svoju finálnu obežnú dráhu okolo kométy vo vzdialenosti asi 10 km od jej povrchu [37]. K oddeleniu pristávacieho modulu Philae od materskej lode došlo v novembri 2014. Po siedmich hodinách od vypustenia sa modul prvýkrát dotkol povrchu kométy. Kvôli technickej poruche záchytných harpún, ktorými sa mal modul zachytiť o povrch, došlo k nečakanému odrazeniu modulu od povrchu kométy, keďže gravitačné zrýchlenie na kométe je len asi jedna desaťtisícina toho na Zemi. Modul niekoľkokrát dopadol späť na povrch a skončil v zatienenej oblasti kométy a v naklonenej pozícii. Kvôli nedostatku slnečnej energie bol modul funkčný len asi 50 hodín, keďže bol poháňaný len svojou internou batériou [37]. V tom čase však modul stihol spraviť väčšinu plánovaných meraní. V roku 2015, keď bola kométa najbližšie k Slnku, zachytila Rosetta pár slabých signálov z modulu Philae. Žiadne vedecké dáta sa však už nepodarilo zaznamenať. Materská loď pokračovala v plánovanej misii okolo kométy. Rosetta zaznamenala veľké množstvo dát o jej vlastnostiach, vrátane vlastností jej vnútornej štruktúry, povrchu, okolitého plynu a prachu. Kľúčových objavov misie Rosetta bolo veľa, najvýznamnejšími bolo objavenie častíc zmrznutej vody a ľadu na povrchu, prvý záznam výskytu molekulárneho dusíku a kyslíku pri kométe a objav aminokyselín a prvkov, ktoré sú zložkami DNA v kométe [39]. Misia skončila úmyselným navedením sondy do povrchu kométy v roku 2016, keďže kométa znovu mierila poza obežnú dráhu Jupiteru, kde by Rosetta mala málo slnečnej energie na jej fungovanie [40]. Pred samotným zostupom na povrch previedla sonda ešte posledné merania a poslala veľké množstvo fotografií vo vysokom rozlíšení. Misia trvala 12 rokov a sonda Rosetta strávila na obežnej dráhe kométy 67P/Churyumov-Gerasimenko 2 roky.



Obrázok 5 - Ilustrácia modulu Philae na povrchu kométy, v pozadí sonda Rosetta [41]

2.2.2 Konštrukcia sondy

Konštrukcia materskej lode Rosetta bola založená na ráme v tvare kvádra o rozmeroch $2,8 \times 2,1 \times 2,0$ m, ktorej základňou bol voštinový sendvičový panel z hliníku. Po bokoch hlavnej konštrukcie boli upevnené dva fotovoltické panely, ktoré mali rozpätie 32 m. Sonda sa skladala z dvoch základných častí. V hornej časti sa nachádzal nosný modul užitočného zaťaženia Payload Support Module (PSM), ktorý niesol vedecké vybavenie, nízkoziskovú anténu Low Gain Antenna (LGA) a mechanizmus dvoch vyklápacích tyčí. Na spodnej časti sa nachádzal nosný modul obslužných systémov Bus Support Module (BSM), na ktorom boli uchytené subsystémy sondy [42]. Na jednej strane bola uchytená naklápacia vysokozisková anténa High Gain Antenna (HGA) a z druhej strany bol pripevnený pristávací modul Philae. Horná časť s jedenástimi vedeckými prístrojmi bola počas letu vždy namierená na kométu, vysokozisková anténa a fotovoltické panely boli počas letu namierené smerom k Zemi a Slnku. Na časti odvrátenej od Slnka boli pripevnené výhrevné články, ktoré udržiavali teplotu elektroniky na požadovanej úrovni. Sonda bola trojosovo stabilizovaná, na jej stabilizáciu a boli použité malé reaktívne motory rozmiestnené po celej sonde a štyri zotrvačníky [43]. Tzv. suchá hmotnosť sondy (bez pohonných látok) bola približne 1335 kg, vrátane pristávacieho modulu Philae o hmotnosti 108 kg, a pohonné látky vážili 1720 kg. Celková hmotnosť sondy tak bola 3055 kg [44].



Obrázok 6 - Zjednodušená schéma sondy Rosetta [45]

Pristávací modul Philae mal tvar hranolu s neuzavretou šesťuholníkovou podstavou o priemere 1 m a výške 0,8 m. Táto hlavná konštrukcia bola podopretá nízkou vyklápacou trojnožkou, ktorá slúžila na stabilizáciu pri kontakte s povrchom kométy. Teleso modulu sa skladalo zo základovej dosky, plošiny s vedeckými prístrojmi a kapoty. Celá konštrukcia bola vyrobená z vysokopevných uhlíkových vlákien a bola zakrytá hliníkovým plášťom. Modul bol stabilizovaný v jednej osi pomocou zotrvačníku a pohonný systém tvorili malé korekčné motory. Tie pri pristávaní urýchlňovali klesanie a pri dosadnutí mali zabrániť odrazeniu od povrchu, keďže kométa má minimálnu príťažlivosť. Philae mal na palube záchytnú harpúnu pripevnenú na lanku, ktorá mala modul pevne zakotviť o povrch kométy. Ak by sa bolo pristátie podarilo, mohol modul Philae na kométe fungovať až niekoľko mesiacov [46].

2.2.3 Zdroj energie

Zdrojom energie materskej lode boli dva fotovoltické panely o ploche $2 \times 32 \text{ m}^2$, každý s dĺžkou približne 14 m, ktoré pozostávali z malých solárnych článkov na báze kremíka, ktoré boli pokryté tenkým ochranným sklom. Výkon panelov bol v rozmedzí 400 W až 850 W, v závislosti od vzdialenosti k Slnku. Elektrická energia bola skladovaná v štyroch NiCd batériách s celkovou kapacitou 40 Ah, ktoré mali základné napätie 28 V [43]. Modul Philae mal po obvode malé fotovoltické panely. Zdrojom energie boli dve batérie o výrobnnej spotrebe 1518 Wh a 151 Wh. Primárna batéria pozostávala z článkov LSH20 a nebola znovu nabíjateľná. Pôvodná plánovaná životnosť pristávacieho modulu na povrchu kométy bolo 65 hodín na interný pohon, s možnosťou dobíjania sekundárnej lítium-iónovej batérie cez fotovoltické panely [46].

2.2.4 Pohonný systém

Materská loď nemala hlavný motor, namiesto neho používala 24 malých korekčných motorov (RCS), každý s ťahom 10 N. Tie boli rozmiestené v pároch, z ktorých 8 bolo umiestnených v rohoch sondy a slúžili na ovládanie polohy v priestore, zatiaľ čo zvyšné 4 páry boli umiestnené na jednej strane sondy a boli používané na veľké zmeny trajektórie letu. Motory boli schopné celkovej zmeny rýchlosti $\Delta v = 2300 \text{ m/s}$. Ako pohonná látka bola použitá hypergolická zmes monometylhydrazínu ako paliva a oxidu dusičitého ako okysličovadla. Hmotnosť paliva bola 660 kg a okysličovadla bolo 1060 kg [44].

2.2.5 Telemetria

Materská loď komunikovala so Zemou cez polohovateľnú vysokoziskovú anténu o priemere 2,2 m, pevnú anténu zo stredným ziskom o priemere 0,8 m a dve nízkoziskové antény. Informácie zo Zeme boli prenášané v pásme S a informácie zo sondy boli vysielané v pásmach S a X rýchlosťou 5 až 20 kbit/s [47]. Philae komunikoval s Rosettou cez vysielateľ o výkone 1 W v pásme S [46].

2.2.6 Vedecké poznatky

Kométa 67P/Churyumov-Gerasimenko je objekt pochádzajúci z Kuiperovho pásu. Má rozmery 4,3 km na 4,1 km v jej najdlhšom a najširšom mieste [48]. Meno nesie po svojich objaviteľoch, Klimovi Churyumovovi a Svetlane Gerasimenkovej [49, 50]. Rosetta skúmala kométu od roku 2014 a taktiež počas jej najbližšieho priblíženia ku Slnku v roku 2015. Sonda zistila, že vodná para z kométy obsahuje až trojnásobne väčšie množstvo deutéria ako vodná para na Zemi, čo vylúčilo teóriu, že voda na Zemi pochádza z takýchto objektov. Kométa nemá magnetické pole. Na povrchu boli zistené prepady štruktúr spôsobené gejzírmí vodnej pary pochádzajúcich z jadra. Pred vybitím batérii pristávacieho modulu bolo zistené, že hrúbka vrstvy prachu na povrchu kométy je asi 20 cm. Pod povrchom sa nachádza pevné jadro zložené z ľadu a hrubších prachových zŕn. Bolo zistené, že kométa má pórovitú štruktúru. Philae objavil na kométe 16 organických zlúčenín, z ktorých 4 boli na povrchu kométy zaznamenané prvýkrát. V roku 2015 detegovala Rosetta v plynnom oblaku okolo kométy molekulárny kyslík a glycín, čo je najjednoduchšia aminokyselina. Misia priniesla množstvo informácií o kométach a prispela k porozumeniu vývoja slnečnej sústavy [51].

2.3 Mars 2020

2.3.1 Popis misie

Misia Mars 2020 je projektom americkej vesmírnej agentúry NASA, ktorej hlavným cieľom je pristátie vozidla Perseverance na povrchu planéty Mars, jej mobilný prieskum zameraný na hľadanie známk života a zber vzoriek mart'anskej horniny pre návrat na Zem budúcimi misiami [52]. Vozidlo taktiež na povrch planéty prinieslo malý autonómny vrtuľník Ingenuity ako demonštráciu možnosti prieskumu iných vesmírnych telies lietajúcimi strojmi. Vozidlo Perseverance spolu so systémom umožňujúcim jeho pristátie bolo počas letu k Marsu uzatvorené v kozmickej lodi, ktorá slúžila ako ochranný kryt počas samotného letu a pristávania. Názov vozidla možno doslova preložiť ako „vytrvalosť“ a vrtuľník je pomenovaný v podobnom duchu, a jeho preklad je „vynachádzavosť“. Oba názvy tak symbolizujú ľudské vlastnosti potrebné pri prieskume vesmírnych telies.

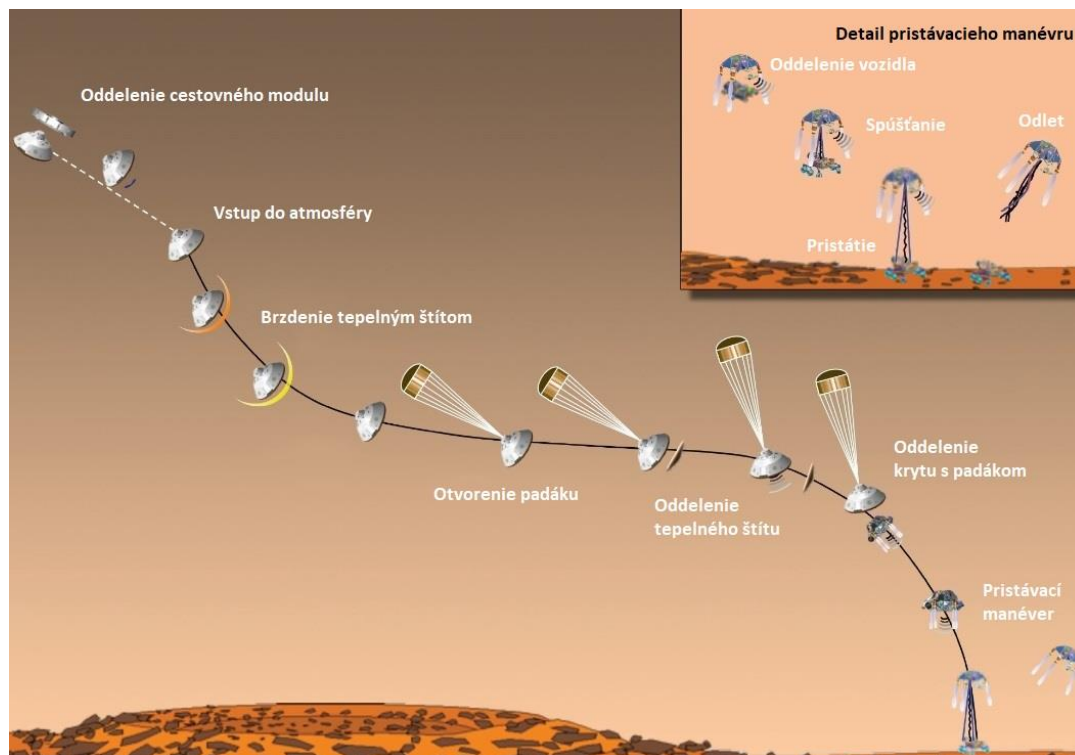
Po misii Mars Science Laboratory (vozidlo Curiosity), ktoré pristálo na Marse v roku 2012 bol program na prieskum Marsu americkej NASA v stave neistoty. Kvôli rozpočtovým škrtom bola agentúra nútená zrušiť mnoho plánovaných misií k červenej planéte. Zlom nastal, keď Americká akadémia vied určila ako hlavnú prioritu NASA prieskum planéty Mars s cieľom návratu hornín z planéty v rámci kampane Mars Sample Return (MSR) na obdobie 2013 - 2022. Uviedla návrh prieskumného vozidla umožňujúceho návrat hornín na Zem, s rozpočtovým limitom 2,5 miliárd amerických dolárov. Po úspechu vozidla Curiosity oznámila NASA v decembri roku 2012 návrh na pristátie ďalšieho vozidla na povrchu Marsu a v júli roku 2013 potvrdila vznik misie Mars 2020 [53].



Obrázok 7 - Štart misie Mars 2020 s vozidlom Perseverance na rakete Atlas V-541 [54]

Misia odštartovala 30. júla 2020 na rakete Atlas V-541, ktorá je jednou z najväčších rakiet určených na medziplanetárne lety. Na rovnakom type rakety leteli aj predošlé misie vesmírnej agentúry NASA k Marsu, ako napríklad sonda InSight a predchodca Perseverance, vozidlo Curiosity [55]. Po oddelení kozmickej lode s vozidlom od vrchného stupňa rakety niekoľko minút po štarte, vstúpila misia do letovej fázy, ktorá trvala 7 mesiacov. Počas nej bola upravovaná trajektória letu zážihmi korekčných motorov umiestnených na cestovnom module, čo zabezpečilo správnu rýchlosť a orientáciu kozmickej lode pred vstupom do atmosféry a pristátím na povrchu Marsu. Na cestovnom module sa nachádzali aj fotovoltické panely,

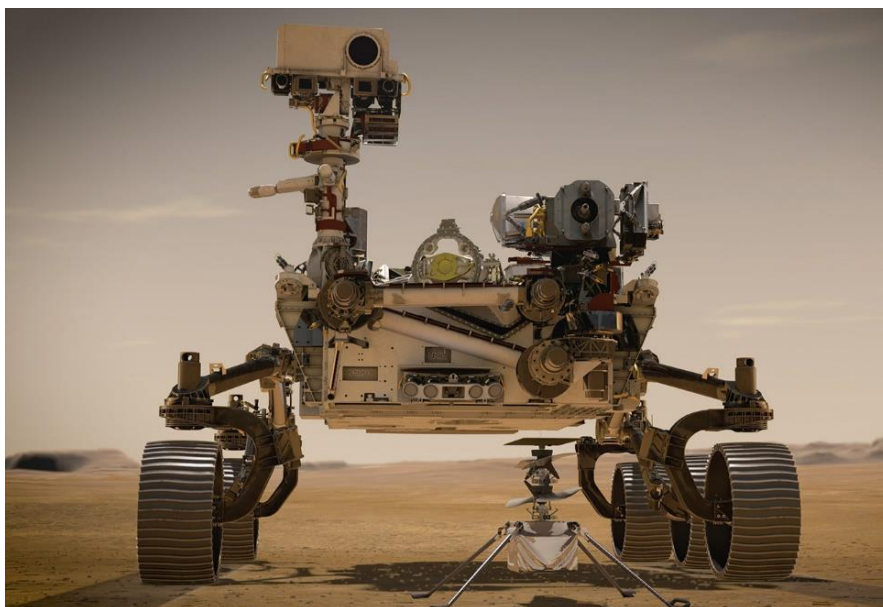
ktoré dodávali elektrickú energiu kozmickej lodi počas tejto fázy. Kozmická loď bola stabilizovaná pomocou rotácie okolo vlastnej osi uhlovou rýchlosťou 2 ot/min [56]. Po ukončení letovej fázy a tesne pred vstupom do vrchnej časti atmosféry došlo k oddeleniu cestovného modulu z konštrukcie kozmickej lode a zastavenie rotácie pomocou korekčných motorov. Nasledovala sedemminútová fáza pristávania, počas ktorej musela kozmická loď spomaliť. Prvým manévrom po oddelení cestovného modulu bol vstup do atmosféry, kedy došlo ku rozžeraveniu tepelného štítu a čiastočnému spomaleniu lode. Po spomalení nastali úpravy trajektórie odhodením špeciálnych závaží. Nasledovalo otvorenie hlavného padáku a pyrotechnické odstrelenie už nepotrebného tepelného štítu, ktorý obnažil vozidlo a jeho kamery. Posledné dve minúty pred pristátím snímali povrch, dodávali vozidlu informácie o jeho výške a pozícii a v prípade núdze mohla loď spraviť úpravu trajektórie. Minútu pred pristátím došlo k oddeleniu vozidla spojeného s pristávacím modulom od krytu s padákom a vozidlo ďalej spomaľovalo zážihom hlavných motorov pristávacieho modulu. Pätnásť sekúnd pred pristátím bolo vozidlo Perseverance oddelené z pristávacieho modulu a postupne spúšťané na lane až k povrchu špeciálnym žeriavom s názvom SkyCrane. Pristávací modul zatiaľ svojimi motormi udržiaval celý systém pár metrov nad povrchom. Po dosadnutí vozidla na povrch bolo lano z pristávacieho modulu oddelené a ten bol následne urýchlený smerom od vozidla do bezpečnej vzdialenosti, kde nakoniec dopadol na povrch. Táto zložitá metóda pristávania bola použitá prvýkrát na vozidle Curiosity a ukázala sa byť veľmi spoľahlivá. Bola použitá z dôvodu veľkosti týchto vozidiel - predošlé misie ako Pathfinder boli menšie, šlo použiť nafukovacie airbagy, v ktorých bolo vozidlo uzatvorené pri dopade na povrch. Po dokotúľaní boli airbagy vypustené a vozidlo, ktoré bolo vnútri umiestnené na rampe, sa zviezlo na povrch. Pri vozidlách Perseverance a Curiosity takúto rampu obkolesenú airbagmi z dôvodu veľkosti nebolo možné použiť, preto musela byť použitá zložitejšia technológia pristávacieho modulu so žeriavom SkyCrane. Vozidlo tak úspešne pristálo na povrchu Marsu 18. februára 2021 v oblasti krátera Jezero a začalo s jeho prieskumom [57].



Obrázok 8 - Schéma pristátia vozidla Perseverance na Marse [58]

2.3.2 Konštrukcia sondy

Kozmická loď sa skladala z troch základných častí - cestovného modulu, pristávacieho systému a vozidla Perseverance. Konštrukcia vozidla vychádza z predošlého vozidla Curiosity. Perseverance má hmotnosť 1050 kg, dĺžku 3,00 m, šírku 2,77 m a výšku 2,13 m [59]. Jedná sa o najťažšie vozidlo dopravené na Mars a oproti Curiosity je o 150 kg ťažšie. Po povrchu planéty vie jazdiť maximálnou rýchlosťou 4 cm/s. Telo vozidla je umiestnené na odpruženej konštrukcii, umožňujúcej jazdu aj v strmých svahoch, ktorá je zakončená šiestimi kolesami. Kolesá majú priemer 52,5 cm a sú vyrobené z leteckého hliníku. Oproti Curiosity sú trochu väčšie v priemere a užšie. Majú aj pozmenenú štruktúru dezénu, ktorá je po celom obvode kolies jemne zvlnená. Táto zmena je z dôvodu, že kolesá Curiosity, ktorých vzor dezénu mal ostré črty po obvode, začali po viacerých rokoch na Marse praskať a tvorili sa v nich diery. Na vrchnej časti vozidla je umiestnené vedecké vybavenie na experimenty spolu s 2,1 m dlhou robotickou rukou. Na konci tejto ruky je o.i. umiestnená vrtačka určená na odber vzoriek horniny Marsu. Vozidlo vie túto horninu odobrať a uschovať do špeciálnych malých trubíc. Jedna vzorka je približne veľká ako pero, a vie uschovať až 15 g martánskej horniny. Po nazbieraní dostatočného množstva vzoriek do trubíc budú z vozidla spustené na povrch a určené na návrat na Zem budúcimi misiami.



Obrázok 9 - Vozidlo Perseverance s vrtuľníkom Ingenuity [60]

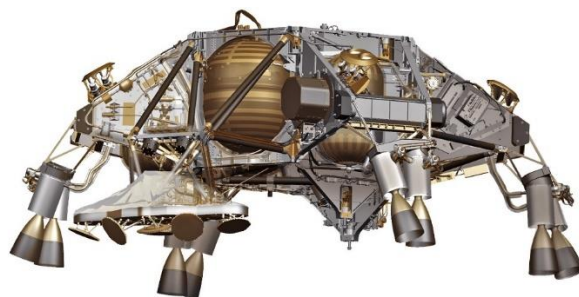
Vrtuľník Ingenuity predstavuje technologický pokus uskutočniť let v atmosfére Marsu. Tá je veľmi riedka, jej hustota je približne len 1% zemskej atmosféry. Ingenuity váži 1,8 kg a je poháňaný dvoma protiběžnými vrtuľami z uhlíkových vlákien s rozpätím 1,2 m [61]. Maximálna letová výška vrtuľníku je 5 m a má dolet až 300 m. Na dosiahnutie potrebného vztlaku je nutné aby sa vrtule točili uhlovou rýchlosťou až 2500 ot/min. Na vrchu hriadeľa, na ktorom sú uložené vrtule, sa nachádza fotovoltický panel, ktorý dobíja lítium-iónovú batériu s kapacitou 40Wh, čo je približne kapacita troch mobilných telefónov. Helikoptéra vie uskutočniť jeden 90-sekundový let za deň, z dôvodu pomalého dobíjania batérie a ich malej kapacity. Kvôli veľmi nízkym teplotám, ktoré na Marse v noci dosahujú až -90°C , sú až dve tretiny elektrickej energie spotrebované na udržanie potrebnej teploty elektroniky. Vrtuľník bol počas letu k Marsu aj počas prvých dní po pristátí pripevnený na spodnej časti trupu vozidla Perseverance, pod ochranným krytom.

2.3.3 Zdroj energie

Vozidlo Perseverance získava elektrickú energiu z dvoch rádioizotopových termoelektrických generátorov (RTG) o hmotnosti 45 kg. Tie obsahujú 4,8 kg oxidu plutónia PuO_2 . Dodávajú 2,7 kWh elektrickej energie za jeden sol (deň na Marse), a životnosť týchto dvoch zdrojov je 14 rokov [62]. Minimálna dĺžka misie je naplánovaná na dva roky, tieto zdroje energie tak umožňujú pôvodnú misiu predĺžiť. Technológia RTG je viac popísaná v nasledujúcej kapitole 2.4 o misii Cassini.

2.3.4 Pohonný systém

Na pristávacom module bolo použitých 8 malých raketových motorov typu Aerojet MR-80B. Tie boli použité na spomalenie vozidla upevneného na jeho spodnej časti, po oddelení hlavného padáku, a taktiež počas manévru žeriavu SkyCrane, kedy udržiavali celý systém v konštantnej výške nad povrchom a umožnili spúšťanie vozidla na povrch. Jeden z týchto motorov mal ťah 3100 N a palivom bol hydrazín. Jednalo sa tak o raketový motor s jednozložkovou pohonnou látkou [63, 64].



Obrázok 10 - Pristávací modul s raketovými motormi Aerojet MR-80B [65]

2.3.5 Telemetria

Komunikácia so Zemou prebieha cez tri antény, ktoré sú umiestnené na vrchnej časti vozidla. Vysokofrekvenčná anténa (UHF), posiela dáta na Zem prostredníctvom sond na obežnej dráhe Marsu, otočná vysokozisková anténa (HGA) využíva pásmo X a slúži na odosielanie informácií priamo na Zem, a nízkozisková anténa (LGA) využívajúca tiež pásmo X slúži na príjem informácií zo Zeme [66].

2.3.6 Vedecké poznatky

Od pristátia na povrchu vo februári 2021 stihlo vozidlo Perseverance spraviť množstvo fotografií okolia a previedlo geologické merania povrchu pomocou laseru a iných prístrojov. V čase písania tejto práce (máj 2021) sa vozidlo nachádza neďaleko miesta pristátia, kde prebieha testovanie helikoptéry Ingenuity. Po dokončení piatich letov sa vozidlo presunie na hlavné miesto výskumu, deltu vyschnutej rieky na okraji krátera Jezero, v ktorom pristálo. Tam začne s komplexnejšou analýzou horniny a odberom vzoriek. Prieskum začne v júni 2021 a bude skúmať stopy po mikrobiálnom živote [67]. Kryt vrtuľníka Ingenuity bol odstránený 21. marca 2021 a po jeho vyklopení zo zloženej polohy bol 3. apríla 2021 spustený na povrch. Oddelenie od vozidla bolo realizované pomocou odstrelenia malej pyrotechnickej skrutky. Vozidlo následne prešlo asi 100 m od miesta spustenia vrtuľníka. Po dobíí batérií a pár dňoch testovania funkčnosti vrtuľ došlo k prvému letu. Historicky prvý let sa konal 19. apríla 2021, kedy sa Ingenuity stal prvým lietajúcim strojom mimo atmosféry Zeme. Let trval asi 30 sekúnd, a vrtuľník vzlietol do výšky 3 m. Ingenuity tak demonštroval možnosť využitia malých dronov ako lietajúcich strojov na prieskum iných vesmírnych telies s atmosférou [68].

2.4 Cassini-Huygens

2.4.1 Popis misie

Misia Cassini-Huygens bola spoločným projektom dvoch vesmírnych agentúr, a to americkej NASA a európskej ESA, ktorej hlavným cieľom bol rozsiahly vedecký výskum planéty Saturn a jej najväčšieho mesiaca Titan. Vesmírna sonda sa skladala z materskej lode Cassini, ktorú zostrojila NASA a atmosférického puzdra menom Huygens, ktoré skonštruovala a dodala ESA [69]. Materská loď bola pomenovaná po francúzsko-talianskom astronómovi Giovanni Domenico Cassinim (1625 - 1712), ktorý bol objaviteľom štyroch mesiacov Saturnu a veľkej medzery v jeho prstenci zvanom Cassiniho delenie. Atmosférické puzdro bolo pomenované po holandskom astronómovi a objaviteľovi mesiaca Titan Christianovi Huygensovi (1629 - 1695) [70].

Za formálny počiatok programu sa pokladá jún 1982, kedy vznikla združená pracovná skupina pozostávajúca z Európskeho výboru pre vesmír a vedu a Rady pre vesmír a vedu Národnej akadémie vied Spojených štátov amerických. Cieľom tohto združenia bolo umožnenie spolupráce USA a Európy v oblasti planetárnej vedy [71]. V apríli 1983 vyhlásil Americký výbor na prieskum slnečnej sústavy štyri projekty interplanetárnych misií, medzi ktorými bola aj misia k mesiacu Titan s názvom Titan Probe/Radar Mapper (TPRM). Táto misia mala za cieľ preskúmať iba mesiac Titan, ako napovedá názov. Otcami myšlienky združenej americko-európskej misie k Saturnu boli európski vedci D. Gautier a W. Ip, ktorí tento návrh predniesli ESA, ktorá v tej dobe prijímala návrhy na nové misie. Navrhli aby misia prebiehala v spolupráci s NASA [71]. V roku 1984 sa tak projekt TPRM zmenil na nový projekt s názvom Titan Probe/Saturn Orbiter (TPSO), ktorého cieľom nebol len mesiac Titan, ale aj sonda obiehajúca na obežnej dráhe Saturnu. Začiatkom 90. rokov bola stavba sondy schválená. Po prerobení pôvodnej konštrukcie z dôvodu rozpočtových škrtov NASA v roku 1992 a po presunutí pôvodného dátumu štartu z roku 1996 na 1997 sonda po pätnástich rokoch vo fáze vývoja odštartovala.



Obrázok 11 - Štart sondy Cassini na rakete Titan 4B [72]

Po takmer sedemročnom medziplanetárnom lete slnečnou sústavou dosiahla v roku 2004 Cassini svoj cieľ – planétu Saturn. Stala sa tak prvou sondou, ktorá sa dostala na obežnú dráhu tejto planéty. Na dosiahnutie Saturnu boli nutné veľmi veľké únikové rýchlosti, preto sonda využila niekoľkonásobne gravitačných manévrov, a to pri Venuši, Zemi aj Jupiteri. Po úspešnom dosiahnutí systému Saturnu sonda vypustila atmosférické puzdro Huygens, ktoré úspešne pristálo na povrchu mesiaca Titan v roku 2005. Stalo sa tak prvým ľudmi postaveným prístrojom, ktorý pristál na mesiaci vo vonkajšej slnečnej sústave [73]. Puzdro Huygens

prinieslo nové poznatky o dovtedy neprebádanom mesiaci Titan. Sonda Cassini priniesla nové poznatky o atmosfére, ionosfére a magnetosfére Saturnu. Zachytila tiež množstvo informácií o jeho prstencoch, ktoré boli dovtedy málo preskúmané. Taktiež mnohokrát preletela okolo viacerých mesiacov Saturnu – najzaujímavejším (okrem Titanu) bol Enceladus, ktorý pod svojim ľadom pokrytým povrchom skrýva organické zlúčeniny a tekutú vodu. Po dokončení primárnej misie v roku 2008 slúžila sonda Cassini ešte ďalších deväť rokov. V tomto čase podnikla dva veľmi blízke prelety okolo mesiacov Titan aj Enceladus a previedla veľa vedeckých meraní a pozorovaní súvisiacich so Saturnom, jeho prstencami a mesiacmi. Ku koncu svojej misie podnikla Cassini ešte niekoľko preletov priestorom medzi Saturnom a jeho prstencami, čo dovtedy ešte žiadna sonda nespravila. Misia skončila v roku 2017, keď bola úmyselne navedená do atmosféry Saturnu, v ktorom zhorela. Tento krok bol odôvodnený nízkym obsahom paliva sondy, ale aj potenciálnym rizikom sondy Cassini kontaminovať mesiace Titan a Enceladus, keďže ich povrchy môžu mať vhodné podmienky pre mikrobiálny život. Sonda celkovo strávila na obežnej dráhe Saturnu 13 rokov [74].

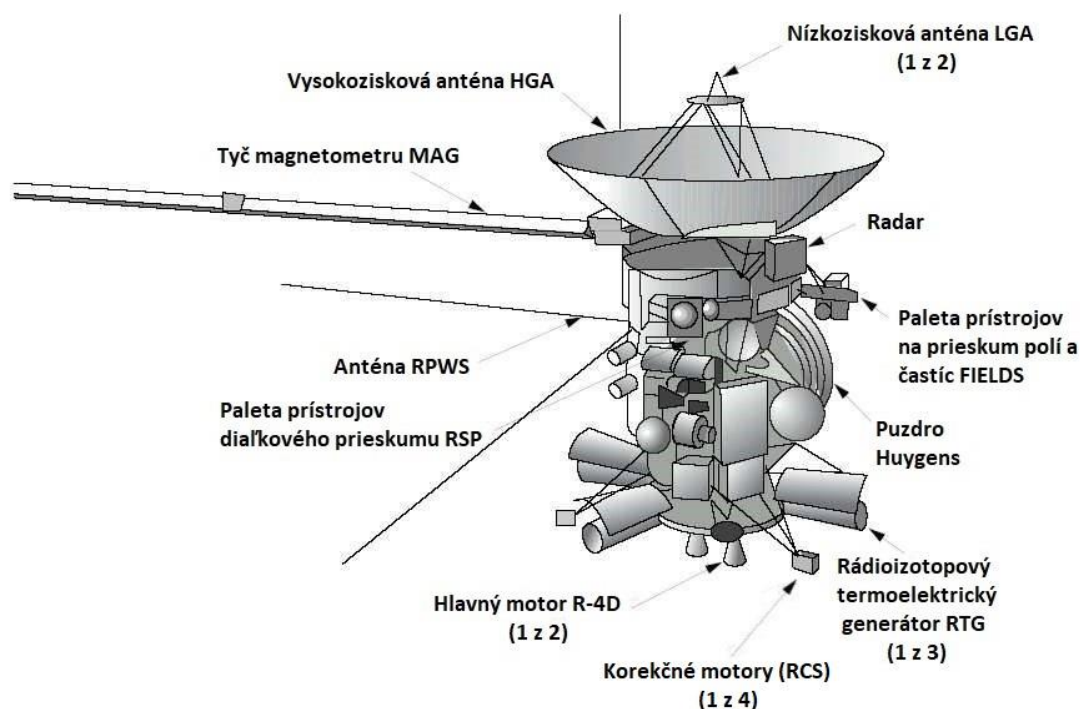


Obrázok 12 - Ilustrácia materskej lode Cassini vypúšťajúca atmosférické puzdro Huygens pri Saturnovom mesiaci Titan [75]

2.4.2 Konštrukcia sondy

Sondu tvorili dve časti – materská loď a modul určený k pristátiu na Titane. Materská loď Cassini sa skladala z viacerých častí. Hornú a dolnú časť sondy tvorili konštrukčné moduly a stred tvoril pohonný modul. Nosná konštrukcia slúžila ako kostra na upevnenie všetkého vybavenia sondy a puzdra Huygens, a zároveň plnila funkciu ochrannej schránky pred extrémnymi podmienkami kozmu. Materská loď mala valcový tvar s výškou 6,8 m a šírkou 4 m. Najširšiu časť predstavoval priemer parabolickej vysokoziskovej antény (HGA), ktorá sa nachádzala na hornej časti sondy. Sonda taktiež mala na úplnom vrchu vysokoziskovej antény ešte jednu nízkoziskovú anténu (LGA). Na tyči dlhej 11 m, ktorá vyčnievala z horného konštrukčného modulu, bol upevnený magnetometer (MAG). Ďalej z lode vyčnievali tri tenké, 10 m dlhé a na seba kolmé antény, ktoré boli určené na výskum rádiových a plazmových vĺn (RPWS). Po celom obvode strednej časti sondy boli umiestnené vedecké prístroje. Najvýznamnejšie z nich boli umiestnené pokope v takzvaných paletách. Sonda niesla dve takéto palety – paleta prístrojov diaľkového prieskumu (RSP) a paletu prístrojov na prieskum polí a častíc (FIELDS). Na spodnej časti sa nachádzali hlavné motory, generátory elektrickej energie, zotrvačníky a korekčné motorčeky. Veľká časť povrchu sondy bola pred extrémnymi kozmickými teplotami chránená viacvrstvovou zlatou alebo matnou fóliou, ktorá udržiavala teplotu vedeckých prístrojov, elektroniky a palubného počítača na

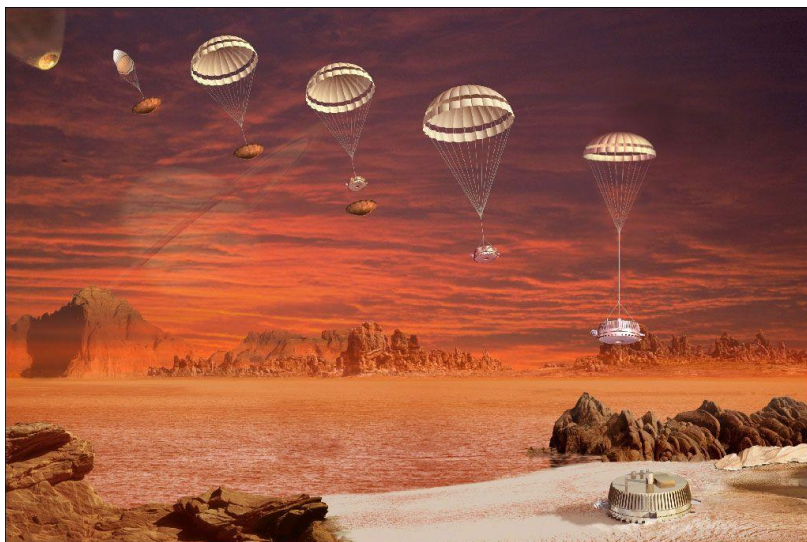
požadovanej úrovni. Sonda bola taktiež chránená vrstvou mylaru, ktorý jej zabezpečoval ochranu pred mikrometeoritmi. Cassini bola trojosovo stabilizovaná sonda [69]. Na stabilizáciu boli využité 3 zotrvačníky na jemné korekcie a korekčné motorčeky na hrubé korekcie [76]. Suchá hmotnosť materskej lode bola 2125 kg, pohonné látky tvorili 3132 kg, takže celková hmotnosť sondy bola 5257 kg. Ďalších 320 kg predstavovalo puzdro Huygens a spolu s upínacím mechanizmom držiacim puzdro na sonde vážila kompletná zostava pri vzlete 5712 kg [77]. Viac ako polovicu hmotnosti sondy tvorilo palivo, ktoré bolo potrebné na dlhý spomaľovací zážih pri planéte Saturn.



Obrázok 13 - Zjednodušená schéma konštrukcie sondy Cassini [78]

Puzdro Huygens bolo určené na vstup do atmosféry a pristátie na povrchu Titanu. Sonda sa skladala z dvoch častí – puzdra a podporného zariadenia sondy (PSE), ktoré sa nachádzalo na materskej lodi. Puzdro sa skladalo z aerodynamického plášťa, chrániaceho modul pred vysokými teplotami pri vstupe do atmosféry Titanu, a zostupového modulu, obsahujúceho všetky vedecké prístroje na prieskum atmosféry a povrchu. Taktiež nieslo napájacie batérie, termoregulačné výhrevné telesá, padák a rádiový vysielač na komunikáciu s materskou loďou. Všetky spomenuté prístroje boli uzavreté v aerodynamickom plášti. Aerodynamický plášť bol zložený z predného tepelného štítu a zadného krytu. Tepelný štít mal priemer 2,75m, vážil asi 80kg a mal tvar zaobleného kužeľa s vrcholovým uhlom 120°. Tvar tepelného štítu mal vysoký súčiniteľ aerodynamického odporu, ktorý bol nutný na spomalenie puzdra pred pristátím. Jeho povrch bol pokrytý žiaruvzdorným materiálom zo živice vystuženej kremíkovými vláknami. Zadný kryt bol z hliníku a nebol priamo vystavený vysokým teplotám pri vstupe do atmosféry Titanu. Namiesto toho slúžil ako regulátor teploty modulu, preto bol pokrytý viacvrstvou izolácnou vrstvou na báze kremíku. Táto izolácia bola nutná hlavne počas fázy letu, keď puzdro bolo ešte pripevnené k materskej lodi [79]. Podporné zariadenie PSE slúžilo na uchytenie puzdra Huygens ku materskej lodi Cassini počas letu k Saturnu. Zároveň dodávalo puzdru elektrickú energiu a umožňovalo komunikáciu medzi puzdrom a materskou loďou. Kritickou

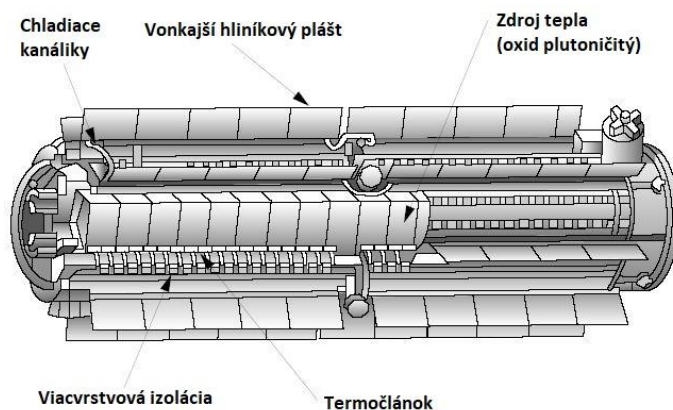
funkciou zariadenia PSE bolo oddelenie puzdra Huygens od Cassini. Oddelenie sa dosiahlo uvoľnením stlačeného pružinového mechanizmu. Ten v momente uvoľnenia dodal puzdru rotáciu okolo vlastnej osi o uhlovej rýchlosti 5 ot/min a relatívnu rýchlosť oddelenia puzdra od materskej lodi v rozmedzí 0,3 - 0,4 m/s [71].



Obrázok 14 - Ilustrácia pristátia puzdra Huygens na povrchu Titanu [80]

2.4.3 Zdroj energie

Na rozdiel od konvenčných vesmírnych sond nepoužívala sonda Cassini solárne panely. Počas svojho letu sa totiž od slnka vzdialila natoľko, že by takáto forma získavania elektrickej energie nebola účinná. Namiesto toho mala na palube upevnené tri rádioizotopové termoelektrické generátory. Tieto generátory získavali energiu z rádioaktívneho rozpadu oxidu plutónia PuO_2 , ktorého mala sonda na palube 33 kg. Na začiatku misie mal každý z generátorov výkon 300W, takže dokopy mala sonda 900W výkonu. Generátor tohto typu dokáže teplo vzniknuté pri rádioaktívnom rozpade (uvoľňovanie alfa častíc) premeniť na elektrickú energiu. Po sonde bolo rozmiestnených ešte mnoho menších článkov na účel udržiavania konštantnej teploty elektroniky, ktoré tiež používali PuO_2 ako zdroj energie, ale premieňali ho na teplo. RTG nemajú žiadne pohyblivé časti a sú spoľahlivým zdrojom elektrickej energie. Boli využité aj v minulosti na vesmírnych sondách ako Voyager, Pioneer, Galileo a za zmienku stojí aj lunárny modul projektu Apollo [71].



Obrázok 15 - Rádioizotopový termoelektrický generátor [81]

2.4.4 Pohonný systém

Na malé zážihy bolo použitých 16 korekčných motorov (RCS) s ťahom 0,5N. Pomocou týchto motorov bolo možné robiť malé korekcie orientácie sondy v priestore, prípadne robiť menšie korekcie dráhy. Tieto motory boli umiestnené po štyroch kusoch v štyroch balíkoch pripevnených v pravidelných rozstupoch po obvodu sondy v spodnej časti. Palivo týchto motorov bol hydrazín, ktorého hmotnosť pred vzletom bola 132 kg.

Hlavný pohonný systém tvorili dva väčšie motory typu Aerojet R-4D. Pomocou jedného z týchto motorov sa robili veľké zmeny trajektórii a hlavným využitím motorov bol spomaľovací zážih pri Saturne, keď sonda vstupovala do jeho gravitačného pôsobenia. Sila motorov predstavovala približne 2×490 N. Tieto motory umožňovali zmenu rýchlosti $\Delta v = 2360$ m/s. Motory boli umiestnené na spodnej časti sondy a pred mikrometeoritmi boli chránené ochranným krytom. Tento kryt bol uzatvárateľný a v prípade poruchy ho bolo možné pomocou pyrotechnickej náložky odstrániť.

Oba motory boli uložené v polohovateľných kĺboch, ktoré umožňovali nastavenie vektora ťahu. Napriek tomu, že mala sonda Cassini tieto motory dva, jeden z nich slúžil ako poistný, pre prípad poruchy hlavného motoru, takže sa používal iba jeden. Na pohon sa používala dvojzložková hypergolická zmes zložená z oxidu dusičitého ako okysličovadla a monometylhydrazínu ako paliva. Hmotnosť pohonných látok bolo 1870 kg okysličovadla a 1130 kg paliva [77].



Obrázok 16 - Hlavné raketové motory Aerojet R-4D materskej lode Cassini [82]

2.4.5 Telemetria

Materská loď mala celkovo tri antény. Vysokoziskovú parabolickú anténu HGA a dve nízkoziskové antény LGA1 a LGA2, z ktorých jedna bola umiestnená na vrchu HGA a druhá sa nachádzala na strednej časti sondy pod miestom uchytenia puzdra Huygens. Komunikácia so Zemou prebiehala cez DSN (Deep Space Network), čo je medzinárodná sieť zariadení a parabolických antén NASA umiestnených v USA, Španielsku a Austrálii určených na komunikáciu s vesmírnymi sondami [71]. Vysokozisková anténa prenášala vedeckú aj technickú telemetriu, nízkoziskové antény prenášali iba technickú telemetriu. Komunikácia prebiehala hlavne vo vlnovom pásme X, sonda mala možnosť vysielat' aj v pásmach Ka, S a Ku [77]. Vysokozisková anténa bola vyrobená a dodaná talianskou vesmírnou agentúrou ASI [76].

2.4.6 Vedecké poznatky

Saturn je šiesta planéta slnečnej sústavy. S rovníkovým priemerom 120536 km je druhou najväčšou planétou slnečnej sústavy po Jupiteri. Je to plynňý obor a v porovnaní so Zemou má približne deväť a pol násobne väčší priemer. Pred misiou Cassini mohli vedci skúmať Saturn len zo Zeme a pomocou pár preletov vesmírnych sond v minulosti. Po viac ako desaťročí sondy Cassini na obežnej dráhe tejto planéty získali vedci veľa cenných informácií o tomto plynnom obrovi. Cassini skúmala zloženie a teplotu vrchnej vrstvy atmosféry počas zmeny ročných období na Saturne. Taktiež prispela blízskymi pozorovaniami búrok a prúdení v jej atmosfére. Najvýznamnejším pozorovaním bola búrka na severnom póle v tvare šesťuholníka, ktorú Cassini mohla skúmať zblízka. Priemer búrky je asi dvojnásobok priemeru Zeme. Búrka trvá už 35 rokov a je veľmi stabilná. V závislosti na ročnom období mení táto búrka farbu [83]. Ďalším dôležitým cieľom pozorovania boli Saturnove prstence. Cassini zistila, že materiál v prstencoch nadobúda veľkosti od malých prachových zrní až po objekty veľké niekoľko kilometrov. Bolo zistené, že za vznik najvzdialenejšieho prstenca E môže mesiac Enceladus, ktorý zo svojho vnútra vyvrháva materiál na jeho tvorbu. Cassini taktiež objavila nerovnomernosti v prstencoch, ktoré sú spôsobené gravitačným pôsobením menších mesiacov Saturnu, ktoré s prstencami interagujú. Tie môžu materiál z prstencov vyvrhnúť až niekoľko kilometrov vyššie z pôvodnej roviny obežnej dráhy, čo vytvára atypické vysoké kolmé štruktúry [84].

Titan je najväčší mesiac Saturnu s priemerom o veľkosti 5150km. Pre porovnanie je skoro 1,5 násobne väčší ako náš mesiac a o trochu väčší ako planéta Merkúr [74]. Pred misiou Cassini-Huygens bolo o mesiaci Titan známych len málo informácií. Z predošlých misií bolo známe, že Titan má veľmi hustú atmosféru [74]. Jeho atmosféra siaha do výšky 600km nad povrchom a skladá sa prevažne z dusíku, a zo stopových množstiev metánu, vodíka a organických zlúčenín. Puzdro Huygens pri svojom dva a pol hodinovom padákovom zostupe atmosférou na povrch mesiaca odoslalo množstvo informácií o teplote, tlaku, hustote a zložení atmosféry, ako aj fotografie povrchu mesiaca. Cassini potvrdila existenciu jazier a riek z uhl'ovodíkov na povrchu mesiaca [85]. Cassini zodpovedala hlavnú otázku misie, ktorá spočívala v záujme zistiť zloženie povrchu Titanu. Z pozorovaní Cassini sa predpokladá, že sa pod zmrznutým povrchom môže nachádzať aj oceán z kvapalnej vody [74].

Enceladus je šiesty najväčší mesiac Saturnu s priemerom o veľkosti 504km. V porovnaní s Titanom je približne 10-krát menší. Je to však najzaujímavejší mesiac Saturnu. Jeho povrch je pokrytý zmrznutým ľadom. Cassini odhalila systém dlhých trhlín v povrchu v oblasti južného pólu mesiaca, ktoré dostali názov „tigrie pruhy“. Sonda objavila gejzíry vodnej pary striekajúce z týchto trhlín, ktoré siahajú vysoko nad povrch mesiaca. Pri blízkyh preletoch sondy cez tieto gejzíry bolo zistené, že sa v nich okrem čiastočiek zmrznutej vody nachádza aj oxid uhličitý, jednoduché uhl'ovodíky, molekulárny vodík a stopy solí na báze sodíku a draslíku. Cassini objasnila pôvod týchto gejzírov, ktorým je oceán z kvapalnej vody nachádzajúci sa pod hrubou vrstvou ľadového povrchu. Globálna hrúbka povrchovej vrstvy ľadu je v rozmedzí 26 až 31km, v oblasti južného pólu je však len 5km, čo objasňuje výskyt gejzírov vodnej pary. Zdrojom energie geotermálnej aktivity mesiaca sú slapové sily pôsobiace od Saturnu a ďalšieho mesiaca Dione. Enceladus sa tak spolu s Jupiterovým mesiacom Európa radí medzi svety nesúce vhodné podmienky pre mikrobiálny život na báze uhlíka, práve pre výskyt tekutej vody pod povrchmi týchto mesiacov [74].

3 RAKETOVÉ POHONNÉ SYSTÉMY

3.1 Princíp letu rakety

Rakety sú stroje, ktoré slúžia na vynášanie telies do kozmu. Využívajú reaktívny pohon na získanie požadovaného ťahu [86]. Za účelom dosiahnutia kozmu musí raketa prekonať účinky zemskej príťažlivosti, aerodynamického odporu vzduchu a získať určitú rýchlosť a výšku. Kozmický let je taký let, pri ktorom teleso vykoná aspoň jeden oblet okolo Zeme, a pri tom sa nepohybuje v atmosfére. Aby ľubovoľné teleso zotrvalo na obežnej dráhe Zeme, musí sa pohybovať tzv. prvou kozmickou rýchlosťou. Jej odvodenie vychádza z druhého Newtonovho pohybového zákona modifikovaného pre pohyb telesa po kružnici [87].

Pri kruhovom pohybe telesa okolo Zeme platí, že odstredivá sila pôsobiaca na teleso sa musí rovnať sile dostredivej, čiže sile gravitačnej. Platí:

$$F_o = m \cdot \frac{v^2}{r} \dots \text{účinnok odstredivej sily na teleso} \quad (3.1)$$

$$F_g = \frac{m \cdot M_Z \cdot G}{r^2} \dots \text{účinnok gravitačnej sily na teleso} \quad (3.2)$$

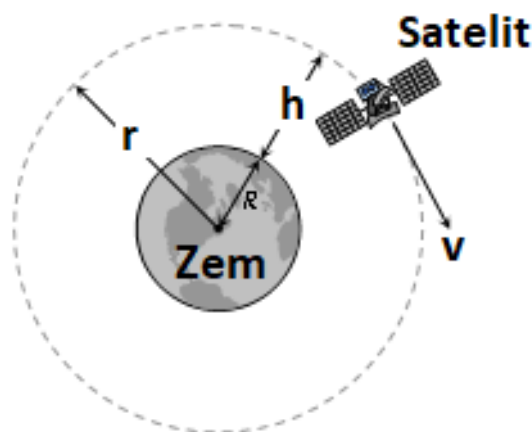
$$F_o = F_g \dots \text{rovnosť gravitačnej a odstredivej sily} \quad (3.3)$$

Kde m je hmotnosť telesa, v je obežná rýchlosť, r je polomer obežnej dráhy, M_Z je hmotnosť Zeme a G je gravitačná konštanta.

Z rovnosti odstredivej a gravitačnej sily pôsobiace na teleso po úprave vyplýva vzťah pre prvú kozmickú rýchlosť, ktorá je nezávislá na hmotnosti obiehajúceho telesa:

$$v_1 = \sqrt{\frac{M_Z \cdot G}{r}} = 7905 \text{ m/s} \dots \text{prvá kozmická rýchlosť} \quad (3.4)$$

Po dosadení do vzťahu, kde $M_Z = 5,972 \cdot 10^{24} \text{ [kg]}$, $G = 6,674 \cdot 10^{-11} \text{ [m}^3 \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{s}^{-2}]$ a $r = 6,378 \cdot 10^6 \text{ [m]}$, dostávame hodnotu prvej kozmickej rýchlosti 7905 m/s. To je hodnota ktorá platí pre teleso obiehajúce na úrovni povrchu Zeme. Realistickejšia hodnota rýchlosti, ktorú musí raketa mať aby zotrvala na obežnej dráhe vzniká, ak je do polomeru obehu zahrnutá aj výška telesa nad povrchom. Najnižšie družice obiehajú vo výške 200km nad povrchom Zeme, takže po zvýšení obežnej dráhy znížime potrebnú rýchlosť na 7787 m/s [87]. Medzinárodná vesmírna stanica (ISS) obieha vo výške 408km nad povrchom zhruba rýchlosťou 7663 m/s [88].

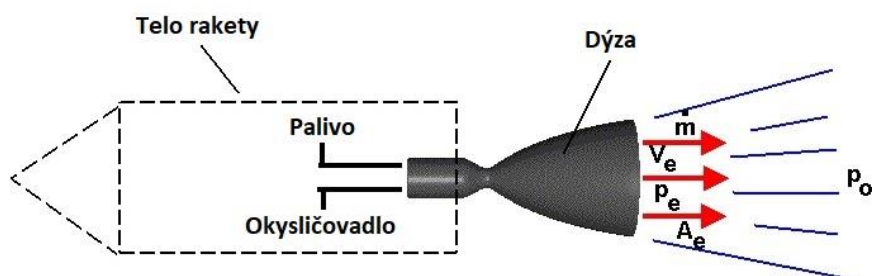


Obrázok 17 - Satelit na obežnej dráhe Zeme [89]

3.2 Princíp pohonu rakety

Na to, aby raketa mohla opustiť Zem, musí mať pohonný systém. Účelom pohonného systému je vyvinúť dostatočnú silu na prekonanie gravitačnej sily, ktorá na raketu pôsobí. Hlavnú časť pohonného systému rakety tvorí raketový motor. Existujú rôzne druhy raketových motorov, ale každý z nich funguje na princípe Newtonovho tretieho zákona - zákona akcie a reakcie. Ten hovorí, že všetky silové účinky medzi dvoma telesami majú rovnakú veľkosť a opačnú orientáciu. V ľubovoľnom raketovom motore dochádza k urýchľovaniu pohonnej látky (akcia), ktorá následne vytvára silové pôsobenie na raketu (reakcia) [90].

V raketovom motore dochádza k miešaniu paliva s okysličovadlom, ktoré sa v spaľovacej komore spolu vznietia. Toto vznietenie produkuje veľké množstvo expandujúceho plynu, ktorý má vysokú teplotu a tlak. Horúci plyn je vedený von dýzou, ktorá plyn urýchli. Urýchlenie plynu závisí na tvare trysky a najčastejšie sa používa tvar Lavalovej dýzy, ktorá sa najprv zužuje, a potom zväčšuje. Sila vyvinutá raketovým motorom sa nazýva ťah, a jej veľkosť je závislá od hmotnostného toku pohonnej látky motorom, výtokovej rýchlosti horúceho plynu a okolitého tlaku na výstupe dýzy a ďalších parametrov [91].



Obrázok 18 - Ťah raketového motoru [91]

Pre veľkosť ťahu raketového motoru platí:

$$F_{\text{ťah}} = \dot{m} \cdot v_e + (p_e - p_o) \cdot A_e \quad (3.5)$$

Kde \dot{m} je hmotnostný tok pohonnej látky motorom, v_e je výtoková rýchlosť spalín na výstupe, p_e je tlak spalín na výstupe, p_o je tlak okolia na výstupe a A_e je plocha priemeru dýzy na výstupe.

Pre veľkosť gravitačnej sily pôsobiacej na raketu platí:

$$F_{g,R} = m_R \cdot g \quad (3.6)$$

Kde m_R je hmotnosť rakety a g je gravitačné zrýchlenie.

V prípade ak je sila raketového motoru rovná gravitačnej sile pôsobiacej na raketu, dosiahneme medzný stav, a pri ďalšom zvyšovaní ťahu začne raketa zrýchľovať. Platí:

$$F_{\text{ťah}} = F_{g,R} \dots \text{silová rovnováha} \quad (3.7)$$

$$F_{\text{ťah}} > F_{g,R}(t = 0) \dots \text{podmienka vzletu rakety} \quad (3.8)$$

Hmotnosť rakety je po štarte časovo premenná, keďže dochádza ku spaľovaniu pohonných látok. Tým pádom sa v čase znižuje aj gravitačné pôsobenie na raketu, a raketa zrýchľuje.

3.3 Druhy raketových motorov

Existuje mnoho typov raketových motorov. Základné dve kategórie raketových motorov sú:

- Chemické raketové motory
- Fyzikálne raketové motory

Chemické raketové motory využívajú na pohon energiu vznikajúcu horením chemických látok a podľa typu pohonných látok ich delíme na jedno a dvojzložkové. Fyzikálne raketové motory využívajú na pohon energiu stlačeného plynu, elektrickú, jadrovú alebo inú [92].

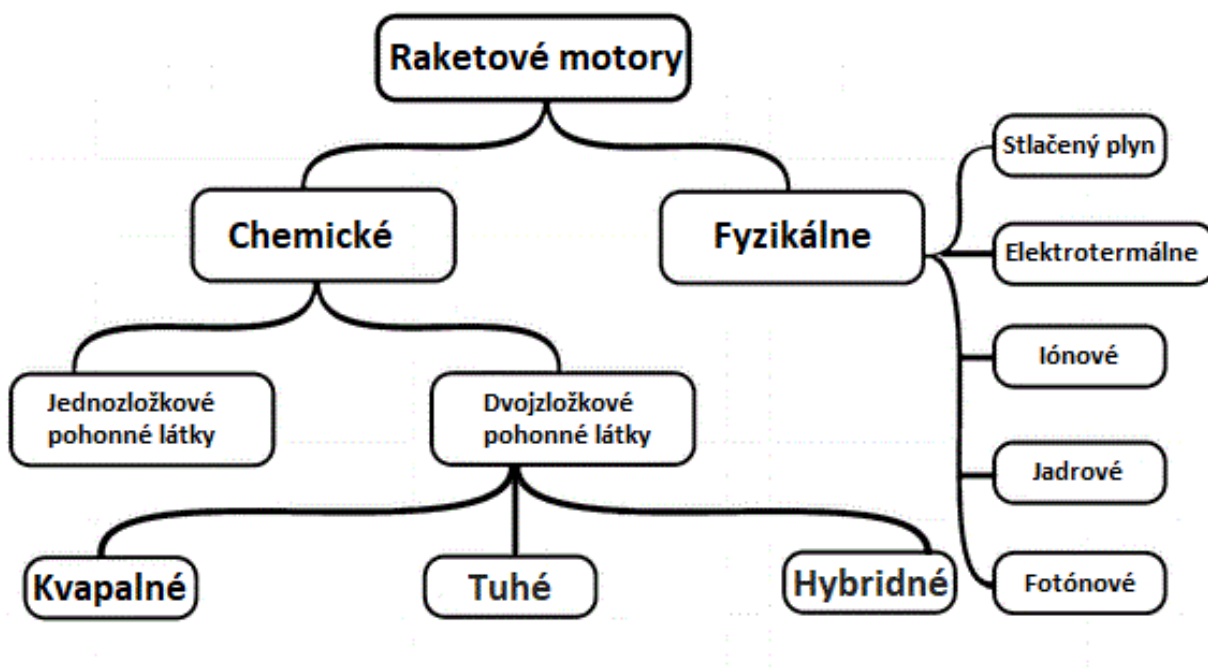
Chemické raketové motory s dvojzložkovými pohonnými látkami ďalej delíme na:

- Motory na kvapalné pohonné látky
- Motory na tuhé pohonné látky
- Hybridné raketové motory

Fyzikálne raketové motory delíme na:

- Motory na stlačený plyn
- Elektrotermálne motory
- Iónové motory
- Jadrové motory
- Fotónové motory

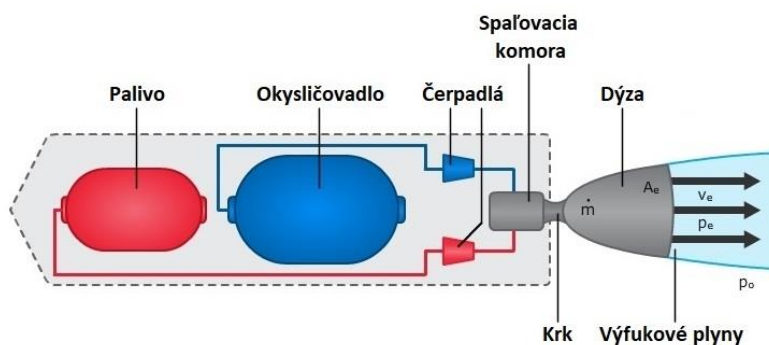
Najčastejšími zástupcami používanými v praxi sú chemické raketové motory. Predstavujú najúčinnější a najekonomickejší spôsob pohonu rakiet. V nasledujúcich podkapitolách sú bližšie popísané.



Obrázok 19 - Základné delenie raketových motorov [93]

3.3.1 Motory na kvapalné pohonné látky

Raketové motory na kvapalné pohonné látky používajú na pohon tekuté zložky. Raketové palivo aj okysličovadlo je v tekutom skupenstve, a sú uskladnené v oddelených nádržiach. Palivo s okysličovadlom je následne čerpadlami dopravené do spaľovacej komory. Pri vstrekaní oboch zložiek do spaľovacej komory dochádza k zmiešaniu paliva s okysličovadlom, ktoré spolu pred vyústením von z dýzy prudko zreagujú, začnú horieť, a vytvoria veľké množstvo horúceho expandujúceho plynu. Ten je zužujúcim krkom dýzy vedený von, čo vytvára ťah motoru [94].



Obrázok 20 - Raketový motor na kvapalné pohonné látky [95]

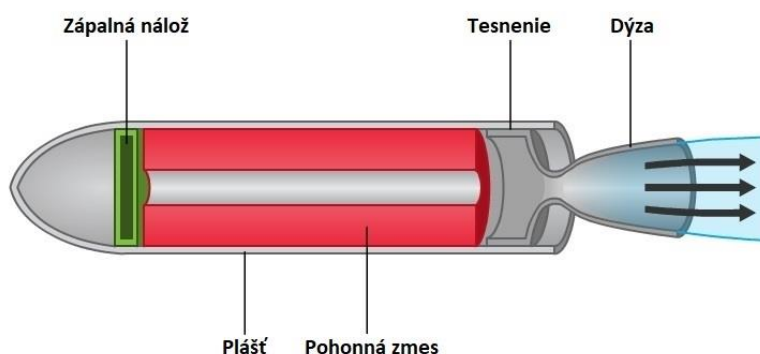
Výhodou raketových motorov na kvapalné pohonné látky je, že sa dá jednoducho regulovať sila ťahu. Táto regulácia sa dosahuje znížením, prípadne zvýšením množstva paliva a okysličovadla, ktoré vteká do spaľovacej komory. V nasledujúcej tabuľke sú popísané najčastejšie používané zmesi v modernej kozmonautike, a ich použitie v raketových motoroch. Špecifický impulz a ťah sú údaje platné pre nulovú nadmorskú výšku.

Tab. 4. Prehľad kvapalných pohonných látok raketových motorov [96].

Okysličovadlo	Palivo	Špecifický impulz [s]	Ťah [kN]	Raketový motor [Referencia]	Raketa/loď (Agentúra)
Kvapalný kyslík O_2	Letecký petrolej (Kerozín) RP-1	265	6750	F-1 [97]	Raketa Saturn V (NASA)
	Kvapalný metán CH_4	334	3050	SpaceX Raptor [98]	Raketa Starship (SpaceX)
	Kvapalný vodík H_2	363	1820	RS-25 [99]	Raketoplán Space Shuttle (NASA)
Oxid dusičitý N_2O_4	Asymetrický dimetylhydrazín UDMH	285	1470	RD-253 [100]	Raketa Proton (Roskosmos)
	Raketová zmes UH 25	210	570	Viking 4B [101]	Raketa Ariane (ESA)
	Monometylhydrazín MMH	312	0,49	R-4D [102]	Kozmická loď Cassini (NASA/JPL)

3.3.2 Motory na tuhé pohonné látky

Raketové motory na tuhé pohonné látky používajú na pohon pevnú zložku. Raketové palivo aj okysličovadlo je už vopred zmiešané dokopy do zmesi. Táto zmes je uložená v spaľovacej komore, a za bežných teplôt sa správa ako tuhá látka. Pri zážihu zmesi zápalnou náložou produkuje horiace palivo veľké množstvo plynu, ktorý je rovnako ako pri raketových motoroch na kvapalné pohonné látky vedený dýzou z rakety von a vytvára ťah [94].



Obrázok 21 - Raketový motor na tuhé pohonné látky [103]

Palivo horí na povrchu, a postupne prehorejeva hlbšie. Je rozmiestnené tak, aby horelo po celej dĺžke spaľovacej komory, a aby bola vystavená čo najväčšia časť jeho povrchu. Toho sa dosiahne vytvorením otvoru v ose palivovej zmesi po celej jej dĺžke. Existujú rôzne geometrie rozloženia paliva, každá z nich ovplyvňuje závislosť veľkosti ťahu od času. Najjednoduchším používaným tvarom je kruhový otvor. Výhodou raketových motorov na tuhé pohonné látky je, že vedú vytvoriť veľký ťah za relatívne výhodnú cenu. Nevýhodou je, že sa po zážihu dajú vypnúť iba ochladením paliva, a ťah sa dá regulovať zmenou geometrie výstupnej dýzy, čo je ťažšie ako pri raketových motoroch na kvapalné palivo. Po zážihu takýto typ raketového motoru horí, až kým sa neminie palivo. Najčastejšie využitie raketových motorov na tuhé pohonné látky je v pomocných vzletových raketových stupňoch, ktoré pomáhajú konvenčným raketám na kvapalné pohonné látky dosiahnuť obežnú dráhu Zeme. Tieto raketové stupne bývajú umiestnené na obvodu hlavného stupňa rakety, a po vyhorení tuhého paliva bývajú oddelené výbuchom pyrotechnickej náložky. V nasledujúcej tabuľke sú popísané niektoré zmesi používané v modernej kozmonautike, a ich použitie v pomocných raketových stupňoch. Špecifický impulz a ťah sú údaje platné pre nulovú nadmorskú výšku.

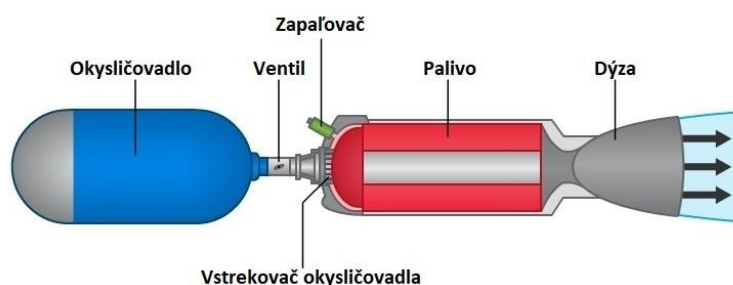
Tab. 5. Prehľad tuhých pohonných látok raketových motorov [104].

Palivová zmes	Špecifický impulz [s]	Ťah [kN]	Raketový stupeň [Referencia]	Raketa/lod' (Agentúra)
Syntetická guma HTPB (spojivo) Hliníkový prášok (palivo) Chloristan amónny (okysličovadlo)	259	5400	P-230 [104, 105]	Raketa Ariane 5 (ESA)

Syntetická guma PBAN (spojivo) Hliníkový prášok (palivo) Chloristan amónny (okysličovadlo)	238	5290	UA1205 [106]	Raketa Titan 3 (NASA)
Syntetická guma PBAN (spojivo) Hliníkový prášok (palivo) Chloristan amónny (okysličovadlo) Oxid železa (katalyzátor)	237	10150	SRB [107]	Raketoplán Space Shuttle (NASA)

3.3.3 Hybridné motory

Hybridné raketové motory používajú na pohon kvapalnú aj tuhú zložku. Najčastejšie je tuhá zložka palivo, a tekutá zložka je okysličovadlo. Okysličovadlo je skladované oddelene v nádrži, a je následne vstrekané do spaľovacej komory, kde sa nachádza tuhé palivo. Tu dochádza k zapáleniu týchto dvoch zložiek, a vznikajú spaliny, ktoré sú vyústené dýzou, ktorá produkuje ťah motoru.



Obrázok 22 - Raketový motor na hybridné pohonné látky [108]

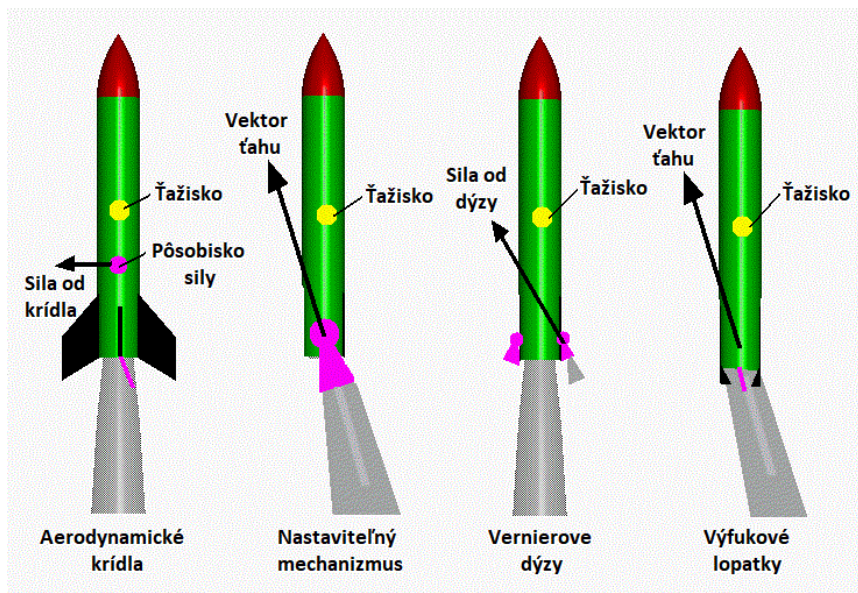
Výhodou hybridných raketových motorov oproti motorom na kvapalné pohonné látky je ich jednoduchšia konštrukcia, ľahšie ovládanie, vyššia hustota paliva a použitie kovových aditív za účelom zvýšenia špecifického impulzu. Výhodou oproti motorom na tuhé pohonné látky je dosiahnutie vyššieho špecifického impulzu, nižšie riziko explózie, ovládateľnosť ťahu z dôvodu možnosti odstavenia prívodu okysličovadla a vyššia bezpečnosť z dôvodu použitia netoxického okysličovadla. Nevýhodou hybridných motorov je zmena pomeru okysličovadlo/palivo v čase z dôvodu postupného odpaľovania tuhého paliva, nízka rýchlosť horenia tuhého paliva, kvôli ktorému majú hybridné motory viacero spaľovacích komôr, čo znižuje objemovú účinnosť motoru a problematika dopĺňovania paliva čiastočne alebo úplne prázdnej hybridnej rakety [109]. V nasledujúcej tabuľke sú popísané niektoré zmesi používané v modernej kozmonautike, a ich použitie v raketách. Keďže sa jedná o pomerne novú technológiu, sú takéto motory vyvíjané hlavne v menších súkromných letecko-kozmetických spoločnostiach. Špecifický impulz a ťah sú údaje platné pre nulovú nadmorskú výšku.

Tab. 6. Prehľad hybridných pohonných látok raketových motorov.

Okysličovadlo	Palivo	Špecifický impulz [s]	Ťah [kN]	Raketový motor [Referencia]	Raketa/loď (Agentúra)
Oxid dusný N_2O	Syntetická guma HTPB	250	270	RocketMotorTwo [110]	SpaceShipTwo (Virgin Galactic)
Kvapalný kyslík O_2	Polyuretán	149	65	HEAT-1XP [111]	HEAT-1X Tycho Brahe (Copenhagen Suborbitals)
Peroxid vodíka H_2O_2	Syntetická guma HTPB	250	30	Unitary Motor [112]	Nucleus (Nammo)

4 SPÔSOBY OVLÁDANIA RAKETY

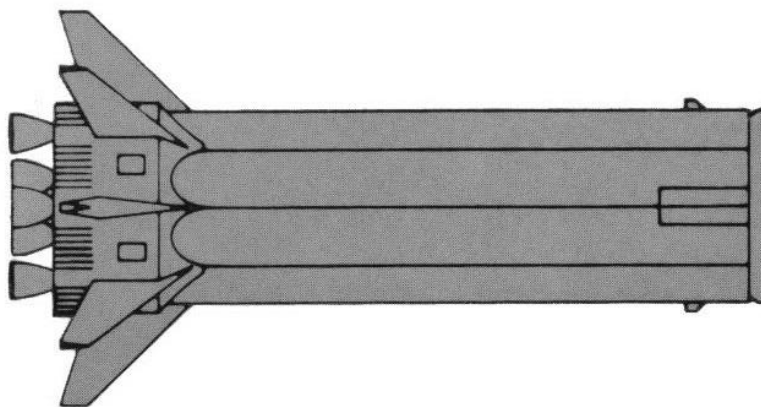
Za účelom dosiahnutia požadovaného smeru letu, je nutné raketu vhodným spôsobom ovládať. Spôsoby ovládania sa dajú deliť podľa použitej metódy nastavenia vektoru ťahu. Ak sa jedná o raketový nosič letiaci v atmosfére, je možné využiť aerodynamiku ako hlavný spôsob ovládania. Ďalšou metódou je využitie pomocných menších raketových motorov, ktoré sú umiestnené po boku rakety a natáčajú ju pri lete. Najuniverzálnejším spôsobom je nastavenie natočenia samotného raketového motoru počas letu špeciálnym mechanizmom.



Obrázok 23 - Základné spôsoby ovládania rakety [113]

4.1 Aerodynamické krídla

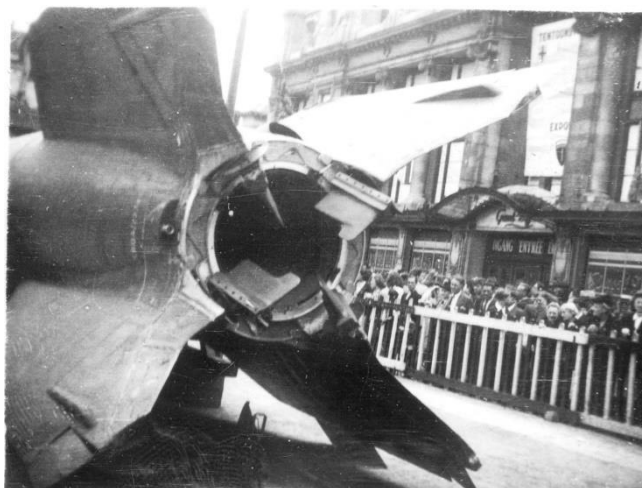
Pomocou aerodynamických krídel pripevnených po obvode rakety a nastavením uhlu ich sklonu, prípadne použitím klapiek ako ovládacích plôch, sa pri lete atmosférou dosahuje vytvorenia silových účinkov pôsobiacich kolmo na os letu. Tie pôsobia mimo ťažisko rakety, a vytvárajú moment okolo tohto bodu, vďaka čomu je možné nastaviť smer letu rakety. Využitie takéhoto spôsobu ovládania je limitované na prostredie s atmosférou. Najčastejšie sa krídla používajú na vojenských protiletadlových raketách typu vzduch-vzduch, a historicky boli používané na prvých veľkých raketových nosičoch, napríklad na prvom stupni raketového nosiča Saturn IB.



Obrázok 24 - Aerodynamické krídla na prvom stupni rakety Saturn IB [114]

4.2 Výfukové lopatky

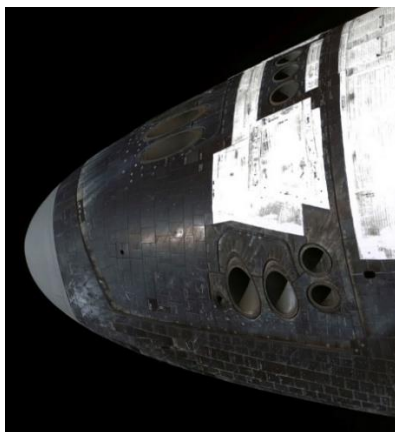
Ďalším spôsobom ovládania rakety využitím aerodynamiky sú výfukové lopatky. Tie sa nachádzajú tesne za hlavným raketovým motorom, a fungujú ako kormidlá. Pomocou ich natáčania je možné smerovať výfukové plyny z motora istým smerom, čo spôsobuje zmenu vektoru ťahu a umožňuje ovládanie rakety. Kvôli priamemu kontaktu lopatiek s horúcimi výfukovými plynmi z raketového motoru je nutné, aby tieto lopatky boli vyrobené zo žiaruvzdorného materiálu. Napriek jednoduchosti tohto spôsobu riadenia boli použité len v začiatkoch vzniku modernej kozmonautiky, pretože znižujú účinnosť motoru. Typickým príkladom je vojenská raketa V-2 používaná nacistickým Nemeckom v druhej svetovej vojne, a jeden z prvých amerických raketových nosičov Redstone.



Obrázok 25 - Výfukové lopatky z grafitu na rakete V-2 [115]

4.3 Korekčné dýzy

Prvým zo spôsobov ovládania rakety alebo sondy vo vákuu kozmu sú malé korekčné dýzy. Tie sú rozmiestnené na viacerých miestach na povrchu rakety/sondy, a pri ich zážihu vytvárajú potrebné sily a momenty na zmenu smeru letu, prípadne na zmenu orientácie v priestore. Pri menších sondách môžu byť použité aj ako hlavný spôsob pohonu. Môžu byť poháňané dvojzložkovou hypergolicou kvapalnou pohonnou zmesou, zvyčajne monometylhydrazínom a oxidom dusičitým. Typickým príkladom je program Apollo, ktorý mal korekčné dýzy umiestené na materskej lodi aj lunárnom module, alebo raketoplán Space Shuttle, ktorý mal korekčné dýzy zabudované v prednej a zadnej časti trupu.



Obrázok 26 - Korekčné dýzy zabudované v nose raketoplánu [116]

4.4 Vernierove dýzy

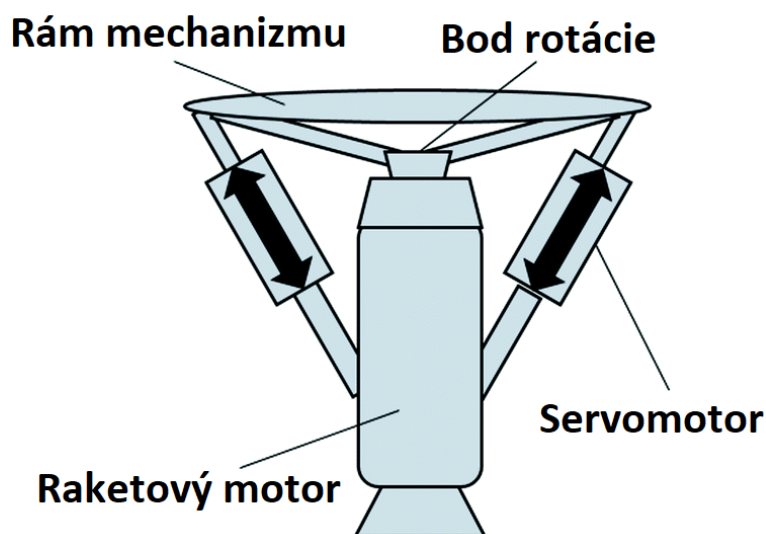
Ďalším zo spôsobov ovládania rakety využitím reaktívnych raketových motorov sú Vernierove dýzy. Na rozdiel od korekčných dýz sú väčšie, a sú umiestnené tak, aby s osou hlavného motoru zvierali malý uhol, ktorý možno počas letu nastavovať. Následným zážihom takejto dýzy vzniká moment okolo ťažiska, ktorý natáča celú raketu okolo tohto bodu. Táto metóda nastavenia smeru letu rakety bola používaná už na prvých raketových nosičoch - napríklad na amerických raketách typu Atlas, a používa sa dodnes aj na ruských raketových nosičoch typu Soyuz.



Obrázok 27 - Vernierove dýzy po bokoch rakety Atlas [117]

4.5 Nastaviteľný mechanizmus

Výhodným spôsobom nastavenia vektora ťahu je pomocou mechanického natáčania hlavného motoru. Ten môže byť uchytený v rôznych mechanizmoch umožňujúcich jeho natáčanie v jednej, prípadne dvoch rovinách. Zvyčajne býva raketový motor natáčaný servomotormi, ktoré sa dokážu skracovať, prípadne predlžovať, a tým dosahujú natočenie raketového motoru o istý uhol.


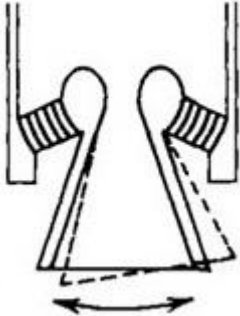
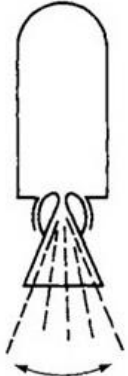


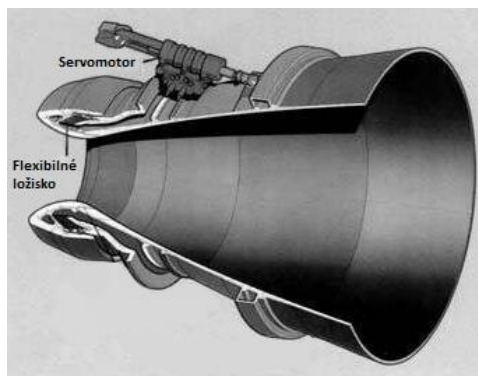
Obrázok 28 - Jednoduchá schéma nastaviteľného mechanizmu raketového motoru [118]

Mechanizmy uchytienia môžu byť nasledovné:

- Kľbový mechanizmus
- Kardanov záves
- Flexibilné laminované ložisko
- Gul'ové naklápacie ložisko

Tab. 7. Porovnanie nastaviteľných mechanizmov [119]

Typ mechanizmu	Kľbový mechanizmus/ Kardanov záves	Flexibilné laminované ložisko	Gul'ové naklápacie ložisko
Schéma (zobrazenie bez servomotorov)			
Spôsob uchytienia	Univerzálny vychýľovací kĺb v jednej alebo dvoch rovinách	Prstenec tvorený vrstvami odliatych elastomerov a sféricky tvarovanými plechmi	Utesnené gul'ové ložisko umožňujúce rotáciu v ľubovoľnom smere
Raketový motor	Kvapalné pohonné látky	Tuhé pohonné látky	Tuhé pohonné látky
Maximálny uhol natočenia	$\pm 12^\circ$	$\pm 12^\circ$	$\pm 20^\circ$



Obrázok 29 - Zľava kardanov záves, flexibilné ložisko a gul'ové ložisko [120–122]

5 NÁVRHY NASTAVITEĽNÝCH MECHANIZMOV

5.1 Voľba raketového motoru

Pred návrhom mechanizmov bolo nutné zvoliť, pre aký raketový motor budú určené. Aby navrhnuté mechanizmy boli v súlade so zadáním, bol navrhnutý vhodný malý raketový motor. Rozhodol som sa inšpirovať hlavným raketovým motorom R-4D sondy Cassini [123]. Raketové motory od firmy Aerojet, medzi ktoré patrí aj motor R-4D, patria medzi najspoľahlivejšie malé raketové motory na trhu. Boli primárne vyvinuté ako korekčné dýzy pre program Apollo, ale ich modernejšie varianty majú uplatnenie hlavne v pohone satelitov určené pre let na obežnej dráhe Zeme [124, 125].

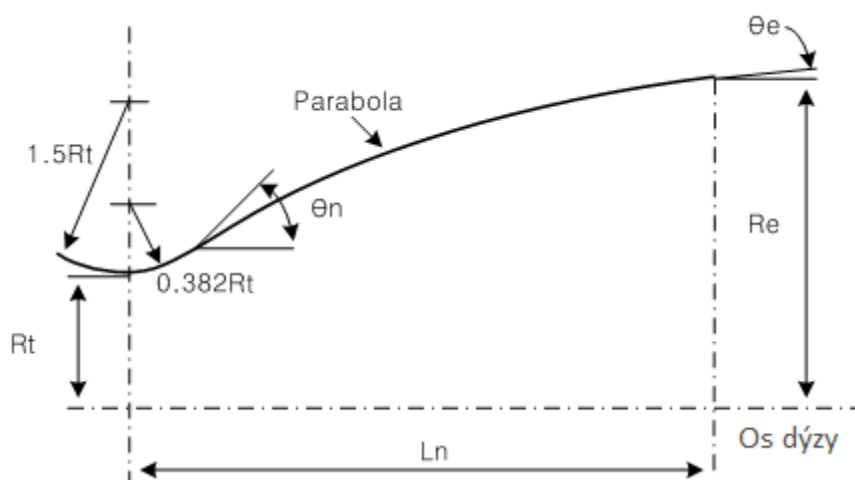


Obrázok 30 - Raketové motory pre satelity od firmy Aerojet [126]

Tab. 8. Technické údaje a hlavné rozmery raketového motoru R-4D [127]

Hmotnosť	[kg]	3,63
Ťah	[N]	490
Špecifický impulz	[s]	312
Výška dýzy	[mm]	550
Priemer dýzy na výstupe	[mm]	280

Na základe týchto rozmerov bola v programe Autodesk Inventor navrhnutá dýza podobnej veľkosti. Geometria bola tvorená podľa voľne prístupných návodov na návrh zvonovitého tvaru raketovej dýzy. Táto bakalárska práca nerieši problematiku pohonu, preto je spaľovacia komora značne väčšia ako na dýze R-4D, kvôli pripevneniu nastaviteľných mechanizmov.



Obrázok 31 - Parabolická aproximácia zvonového tvaru raketovej dýzy [128]

5.2 Voľba spôsobov ovládania

Pri návrhu mechanizmov boli zvolené konštrukčne najjednoduchšie spôsoby ovládania, ktoré spočívajú v mechanickom otáčaní raketového motoru. Prvý návrh je kĺbový mechanizmus, je jednoduchší, a je možné ho natáčať v jednej rovine. Druhý návrh je Kardanov záves, je komplikovanejší, a je možné ho natáčať v dvoch rovinách.

5.3 Návrh kĺbového mechanizmu

Prvý návrh je určený na pozemné testovanie ťahu motoru (tzv. staticky zážih), v normálnej alebo vychýlenej polohe. Takéto testovanie zvyčajne trvá len pár sekúnd, kedy je ťah raketového motoru nastavený na maximálnu hodnotu, za účelom merania jeho parametrov, podľa ktorých sa rozhoduje o jeho použiteľnosti za letu. Raketový motor je upnutý v nastaviteľnom mechanizme, ktorý je pevne uchytený o nehybnú testovaciu rampu. Pri návrhu vlastného kĺbového mechanizmu som sa inšpiroval nastaviteľným mechanizmom raketového motoru RS-25 [129]. Ten je v skutočnosti polohovateľný aj za letu, a bol používaný na veľkých raketových stupňoch, slúžil však ako základ z ktorého som vychádzal.

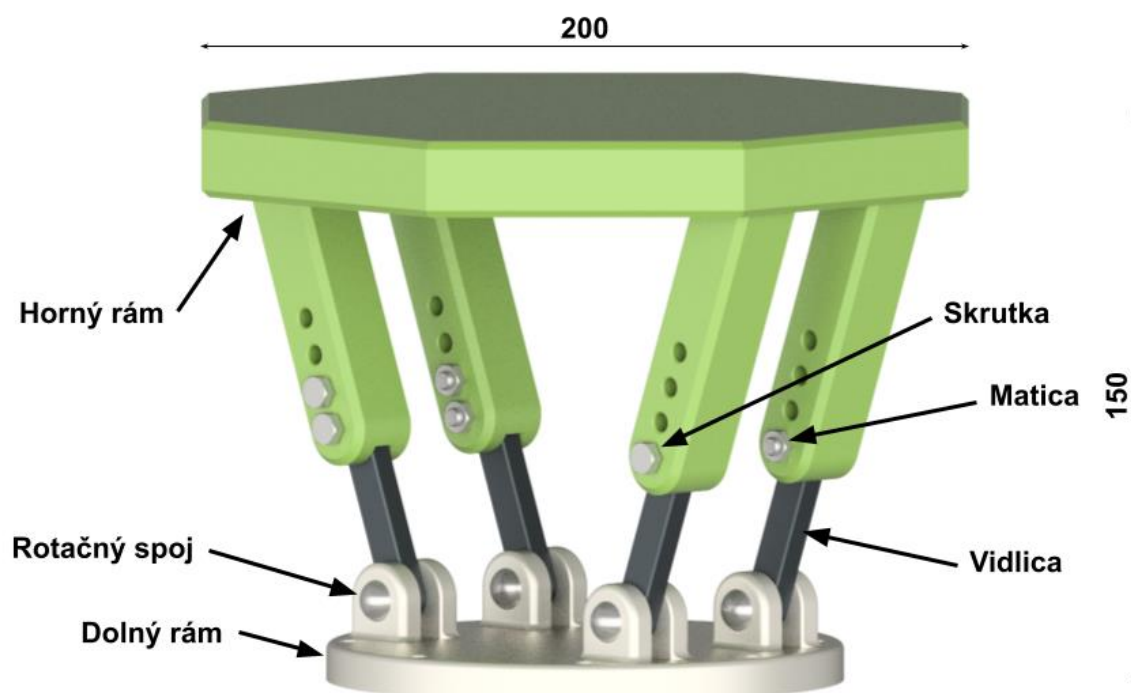


Obrázok 32 - Kĺbový mechanizmus raketového motoru RS-25 v dvoch polohách so zobrazením uchytenia [130]

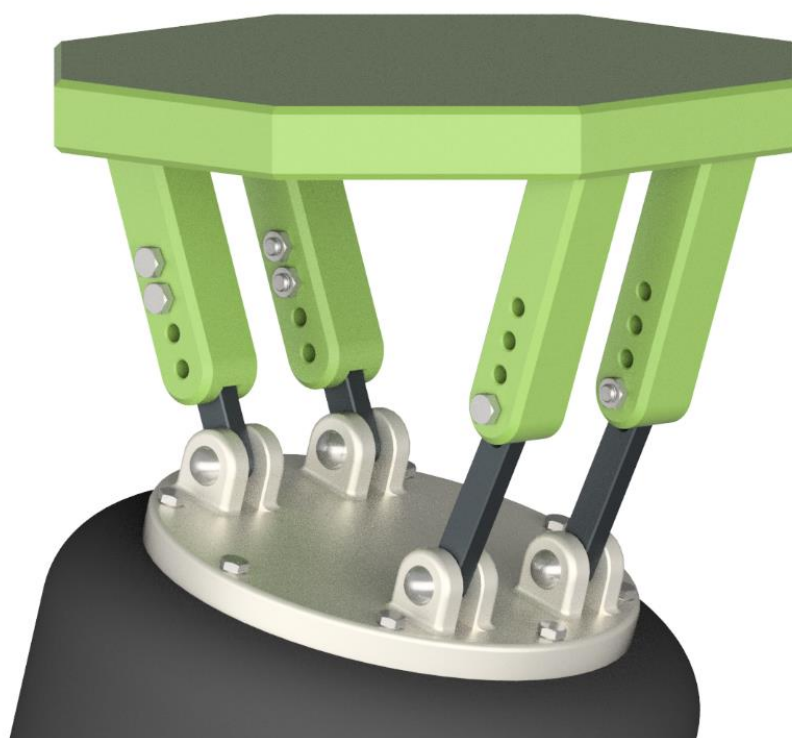
Prvý návrh pozostáva z troch základných častí - z horného rámu, spodného rámu a štyroch vidlíc. Tie sú uchytené v spodnom ráme spojkami umožňujúcimi rotáciu. Do horného rámu sú tieto vidlice zasunuté a pripevnené skrutkovými spojkami. Dolný rám je pripevnený ku samotnému raketovému motoru. Na dosiahnutie vychýlenia raketového motoru je nutné povoliť všetky skrutkové spoje, zmeniť uloženie vidlíc do požadovanej polohy, a opätovné utiahnutie skrutiek. Skrutiek je celkovo 6, na jednej strane je dvojica vidlíc uchytená napevno pomocou štyroch skrutiek, zatiaľ čo druhá strana je upevnená dvomi skrutkami. To je z dôvodu, aby bolo zaručené staticky určité uloženie. Na nasledujúcich obrázkoch je zobrazený návrh prvého mechanizmu. Všetky uvedené rozmery sú v milimetroch.



Obrázok 33 - Tri hlavné časti kĺbového mechanizmu



Obrázok 34 - Zobrazenie kĺbového mechanizmu s popisom jednotlivých častí



Obrázok 35 - Maximálna poloha natočenia kĺbového mechanizmu



Obrázok 36 - Uchytenie raketového motoru ku kĺbovému mechanizmu

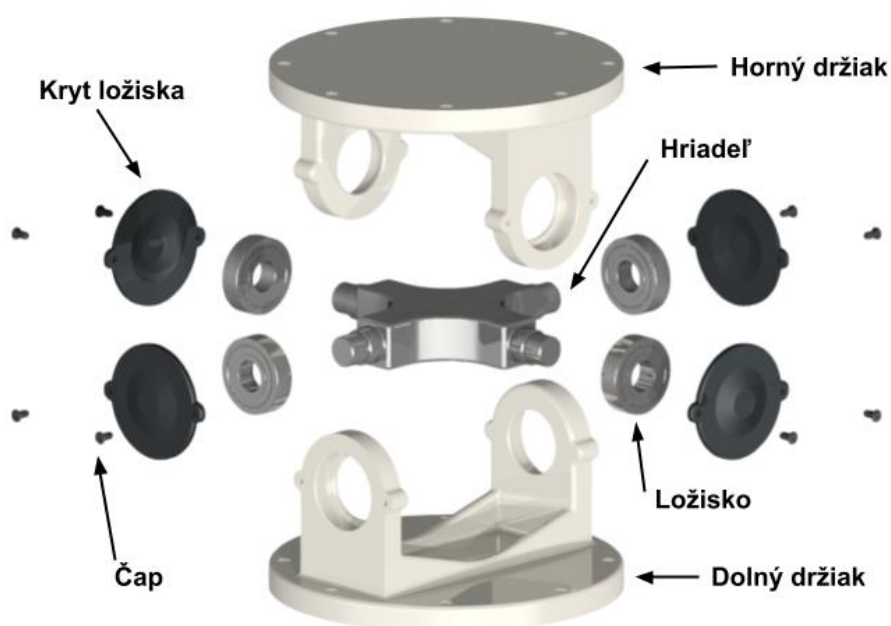
5.4 Návrh Kardanovho závesu

Druhý návrh vychádza z Kardanovho závesu, ktorý sa najčastejšie používa na veľkých raketových stupňoch. Je možné ho nатачаť v dvoch rovinách a je použiteľný aj za letu. Takýto typ nastaviteľného mechanizmu používala napr. americká raketa Saturn V na nastavenie vektoru ťahu raketových motorov F-1 [131]. V súčasnosti túto technológiu používa aj európska raketa Ariane 5 na kontrolu jej moderných motorov typu Vulcain [132], a zástupcom súkromného sektoru raketových motorov používajúcich túto technológiu ovládania je Raptor, používaný na prototypoch lodi Starship spoločnosti SpaceX [133].

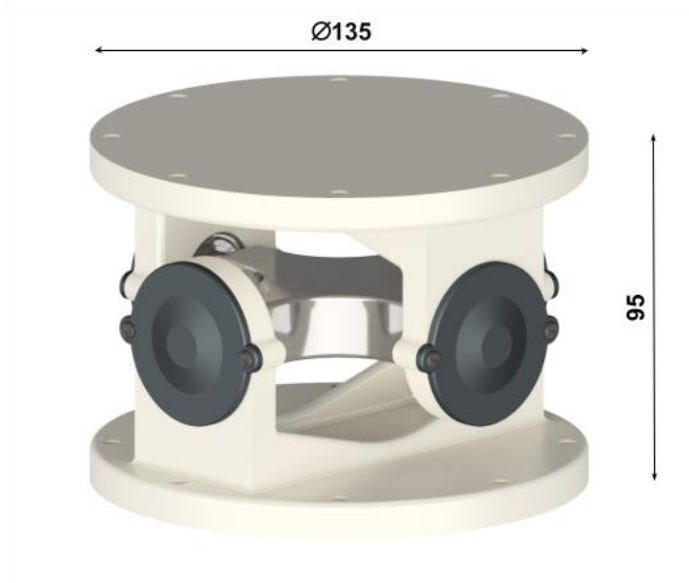


Obrázok 37 - Kardanove závesy raketových motorov: F-1, Vulcain a Raptor [134–136]

Druhý návrh pozostáva viacerých hlavných častí. Kostru celého mechanizmu tvoria dva identické držiaky, ktoré sú umiestnené oproti sebe. Jeden je pripevnený k raketovému motoru a druhý k rámu alebo telu rakety. Medzi držiakmi je umiestnený hlavný hriadeľ, ktorý je osadený v štyroch valivých ložiskách. Tie umožňujú rotáciu celého mechanizmu. Ložiská musia mať dostatočnú statickú aj dynamickú únosnosť a okrem radiálneho zaťaženia musia kvôli nатаčaniu mechanizmu prenášať zaťaženie aj v axiálnom smere. Ložiská sú kryté, a z oboch strán zaistené proti pohybu. Z vnútornej strany sú zaistené o hriadeľ a zúžený priemer otvoru v držiakoch, a z vonkajšej strany sú zaistené krytmi. Oba držiaky sú o raketový motor aj rám pripevnené skrutkami umiestnenými po ich obvode.



Obrázok 38 - Rozobraná zostava návrhu Kardanovho závesu s popisom jednotlivých častí



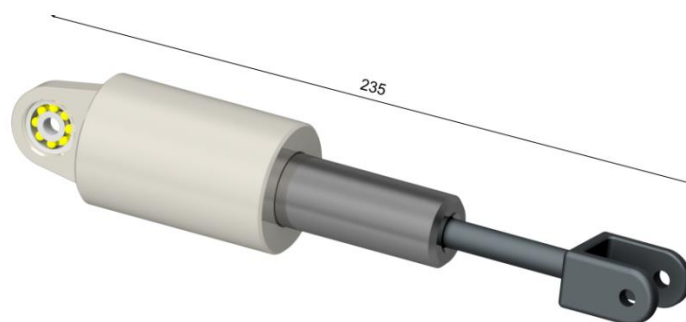
Obrázok 39 - Zložený kardanov záves s rozmermi

Na natáčanie raketového motoru cez kardanov záves sú v praxi používané lineárne servomotory. Na použitie v kozmonautike sa využívajú najčastejšie dva typy, a to elektromechanické a hydraulické. Elektromechanické servomotory využívajú na pohon elektromotor, ktorý je napojený na prevodovku. Výstup prevodovky točí skrutkovým mechanizmom zasunutým do hlavnej vidlice, ktorá je následne skracovaná alebo predlžovaná, v závislosti od smeru rotácie prevodov. Hydraulické servomotory využívajú na pohon hydraulickú nestlačiteľnú kvapalinu. Vidlica je umiestnená v komore s takouto kvapalinou, a v závislosti na množstve kvapaliny je regulovaná jej dĺžka.



Obrázok 40 - Elektromechanický a hydraulický servomotor [137, 138]

Schematicky bol navrhnutý hydraulický servomotor, ktorý má na oboch koncoch naklápacie ložiská. Tie umožňujú naklápanie servomotorov aj do strán, pri vychýlení Kardanovho závesu v jednej rovine. Bez nich by nebolo možné mechanizmus natočiť.

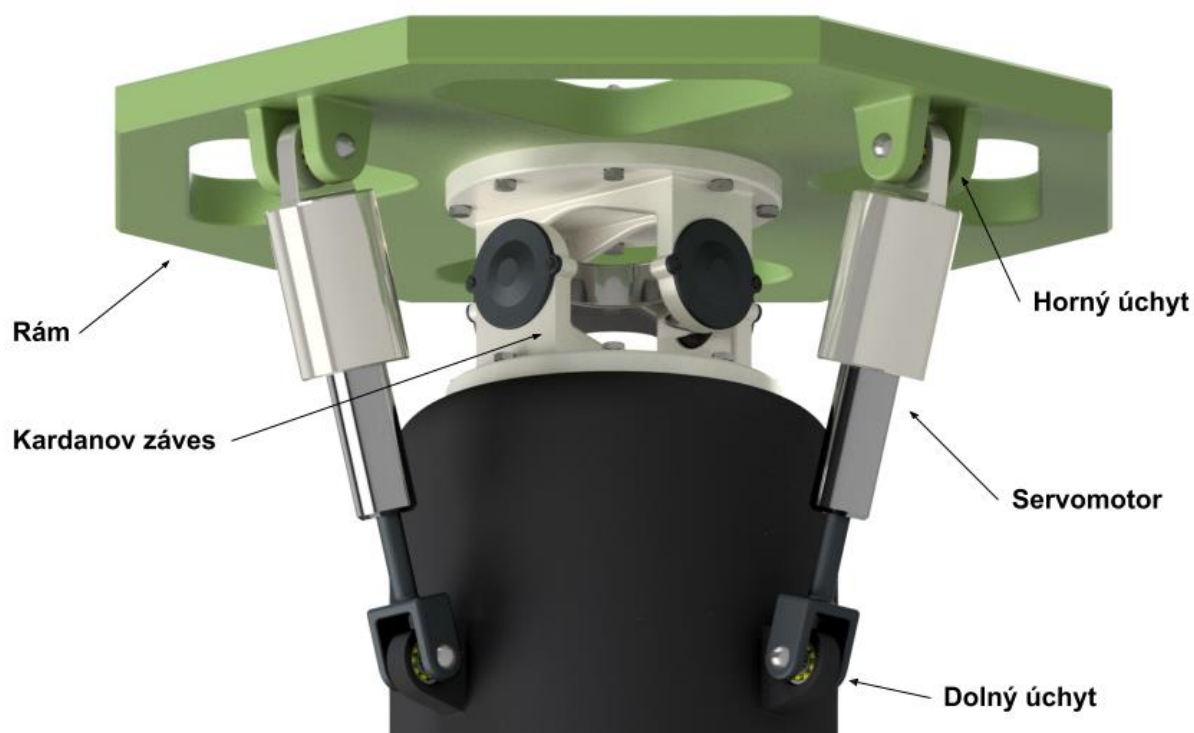


Obrázok 41 - Schematický návrh servomotoru

Na nasledujúcich obrázkoch je finálny výstup celého návrhu. Kardanov záves je o raketový motor po obvode spaľovacej komory pripevnený skrutkami, a rovnakým spôsobom je realizované uchytenie k telu rakety, ktorá je v tomto prípade znázornená ako rámová konštrukcia. Servomotory sú k rámu pripevnené o vyčnievajúce úchyty. Raketová dýza bola upravená a boli na nej pridané podobné úchyty v ktorých sú upevnené vidlice servomotorov.



Obrázok 42 - Kardanový záves uchytený k raketovému motoru



Obrázok 43 - Detail Kardanovho závesu v uchytení

Tab. 9. Porovnanie navrhnutých mechanizmov

	Kľbový mechanizmus	Kardanov záves
Rotácia	V jednej rovine	V dvoch rovinách
Použitie	Testovacie účely	Za letu
Konštrukčná zložitosť	Jednoduchá	Zložitá
Polohovateľnosť	Manuálne nastavenie	Hydraulické servomotory
Rozmery (výška × šírka)	150 × 200 [mm]	95 × 135 [mm]
Maximálny uhol natočenia	$\pm 15^\circ$	$\pm 12^\circ$

6 ZÁVER

Cieľom tejto práce bolo zoznámiť čitateľa s vybranými sondami určenými k prieskumu vesmírnych telies a uviesť ho do problematiky raketového pohonu a ovládateľnosti rakiet. Boli prezentované dva vlastné návrhy nastaviteľných mechanizmov, s porovnaním ich vlastností.

Návrh kľbového mechanizmu predstavuje jednoduchší spôsob uchytenia, určený k pozemnému testovaniu. Je možné ho natáčať v jednej rovine, vyžaduje však manuálnu manipuláciu na dosiahnutie požadovaného uhlu rotácie. Takýto mechanizmus by mohol byť okrem testovacích účelov použitý aj ako Vernierova dýza. Pevné uloženie dýzy pod uhlom by mohlo byť použité na sonde, alebo malej experimentálnej rakete, ktorá by okrem väčšieho hlavného motoru mala k telu pripevnené menšie raketové motory uchytené v tomto mechanizme. Hlavný motor by v takomto prípade slúžil k vyvinutiu potrebného ťahu na pohon, a menšie raketové motory uchytené v tomto mechanizme by svojim natočením o istý uhol (pri tomto návrhu až 15°) vytvárali moment okolo ťažiska sondy/rakety a menili smer letu, prípadne by slúžili na stabilizáciu trajektórie.

Návrh Kardanovho závesu predstavuje overené riešenie tejto problematiky používanej aj v praxi. Tento mechanizmus bol modifikovaný pre malý raketový motor. Najčastejšie sa tento mechanizmus používa pre veľké motory, konštrukčne však bolo dokázané, že je možné aplikovať toto riešenie aj v menšej mierke. Tento mechanizmus je možné natáčať v dvoch rovinách, a limitujúcim faktorom natočenia je kontakt servomotoru s úchytom v rámovej konštrukcii. Mechanizmus sa tak vie vychýliť o maximálny uhol 12° , čo je hodnota používaná na Kardanových závesoch aj v praxi. Tento mechanizmus by mohol byť použitý na menšej sonde alebo rakete, ktorá potrebuje meniť vektor ťahu počas letu.

Písaním tejto práce som získal hlbšie poznatky o vesmírnych sondách, ich systémoch a vedeckých poznatkoch, ktoré priniesli. Taktiež som sa dozvedel o zložitosti raketových motorov a spôsobe ich ovládania. Vedomosti získané pri tvorbe CAD modelov nastaviteľných mechanizmov a zlepšenie zručností modelovania v programe Autodesk Inventor budú užitočné počas môjho ďalšieho štúdia aj v pracovnom živote.

ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY

- [1] *Sputnik / Satellites, History, & Facts / Britannica* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/technology/Sputnik>
- [2] *Why asteroids? – NESSP* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://nwessp.org/asteroids/about/why-asteroids/>
- [3] *ESA - Giotto overview* [online]. [vid. 2021-03-24]. Dostupné z: https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Giotto_overview
- [4] *In Depth / NEAR Shoemaker – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-24]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/near-shoemaker/in-depth/>
- [5] *In Depth / Stardust – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-24]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/stardust/in-depth/>
- [6] *In Depth / Hayabusa – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-24]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/hayabusa/in-depth/>
- [7] *ESA - Rosetta* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: http://www.esa.int/Enabling_Support/Operations/Rosetta
- [8] *In Depth / Deep Impact (EPOXI) – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-24]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/deep-impact-epoxi/in-depth/>
- [9] *In Depth / Dawn – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/dawn/in-depth/>
- [10] *In Depth / Hayabusa 2 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/hayabusa-2/in-depth/>
- [11] *In Depth / OSIRIS-REx – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/osiris-rex/in-depth/>
- [12] *Mars Probes / Historic Spacecraft* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: https://historicspacecraft.com/Probes_Mars.html#MER
- [13] *In Depth / Mariner 10 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/mariner-10/in-depth/>
- [14] *In Depth / MESSENGER – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/messenger/in-depth/>
- [15] *In Depth / Mariner 02 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/mariner-02/in-depth/>
- [16] *In Depth / Venera 8 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/venera-8/in-depth/>
- [17] *In Depth / Venera 9 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/venera-9/in-depth/>
- [18] *In Depth / Apollo 11 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/apollo-11/in-depth/>

- [19] *In Depth / Lunokhod 01 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/lunokhod-01/in-depth/>
- [20] *In Depth / Mars Pathfinder – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/mars-pathfinder/in-depth/>
- [21] PEKAŘ, Štěpán. Využití robotických Roveru k průzkumu Mars. *Vysoké učení technické v Brně. Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií* [online]. 2017. Dostupné z: https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace?zp_id=102140
- [22] *In Depth / Spirit – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/spirit/in-depth/>
- [23] *In Depth / Opportunity – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/opportunity/in-depth/>
- [24] *In Depth / Curiosity (MSL) – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/curiosity-msl/in-depth/>
- [25] *In Depth / Mars 2020 Rover – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/mars-2020-rover/in-depth/>
- [26] *Probes to the Outer Planets / Historic Spacecraft* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: https://historicspacecraft.com/Probes_Outer_Planets.html
- [27] *In Depth / Pioneer 10 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/pioneer-10/in-depth/>
- [28] *In Depth / Pioneer 11 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/pioneer-11/in-depth/>
- [29] *In Depth / Voyager 1 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/voyager-1/in-depth/>
- [30] *In Depth / Voyager 2 – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/voyager-2/in-depth/>
- [31] *In Depth / Galileo – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/galileo/in-depth/>
- [32] *Cassini Orbiter / Spacecraft – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/cassini/mission/spacecraft/cassini-orbiter/>
- [33] *Overview / Juno – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/juno/overview/>
- [34] GALL, Jiří. Mise Juno k Jupiteru. *Vysoké učení technické v Brně. Fakulta elektrotechniky a komunikačních technologií* [online]. 2020. Dostupné z: <https://www.vutbr.cz/studenti/zav-prace/detail/127154>
- [35] *ESA Science & Technology - Summary* [online]. [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: <https://sci.esa.int/web/rosetta/2279-summary>
- [36] *ESA Science & Technology - Fact Sheet* [online]. [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: <https://sci.esa.int/web/rosetta/-/47366-fact-sheet>

- [37] *MEK - Rosetta* [online]. [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/sondy/ostatni/rosetta/index.htm>
- [38] *Ariane 5 sends Rosetta on its way to meet a comet - Arianespace* [online]. [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: <https://www.arianespace.com/mission-update/ariane-5-sends-rosetta-on-its-way-to-meet-a-comet/>
- [39] *In Depth / Rosetta & Philae – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-04-05]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/rosetta-philae/in-depth/>
- [40] *ESA - Rosetta's grand finale – frequently asked questions* [online]. [vid. 2021-04-07]. Dostupné z: http://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Rosetta/Rosetta_s_grand_finale_frequently_asked_questions
- [41] «Филы» сел на комету Чурюмова — Герасименко трижды, а ученые уже получают первые данные - *Газета.Ru* [online]. [vid. 2021-04-05]. Dostupné z: https://www.gazeta.ru/science/2014/11/13_a_6299761.shtml
- [42] GLASSMEIER, Karl Heinz, Hermann BOEHNHARDT, Detlef KOSCHNY, Ekkehard KÜHRT a Ingo RICHTER. The Rosetta mission: Flying towards the origin of the solar system. *Space Science Reviews* [online]. 2007, **128**(1–4), 1–21. ISSN 00386308. Dostupné z: doi:10.1007/s11214-006-9140-8
- [43] *Rosetta* [online]. [vid. 2021-04-07]. Dostupné z: <http://spaceprobes.kosmo.cz/index.php?cid=80>
- [44] STRAMACCIONI, D., *The Rosetta Propulsion System* [online]. 2004 [vid. 2021-04-07]. Dostupné z: <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2004ESASP.555E...3S/abstract>
- [45] *Rosetta / European Space Agency spacecraft / Britannica* [online]. [vid. 2021-04-07]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/topic/Rosetta-European-Space-Agency-spacecraft>
- [46] *Philae* [online]. [vid. 2021-04-07]. Dostupné z: <http://spaceprobes.kosmo.cz/index.php?cid=81>
- [47] *Rosetta - Satellite Missions - eoPortal Directory* [online]. [vid. 2021-04-08]. Dostupné z: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/rosetta>
- [48] *Kometa 67P/Churyumov-Gerasimenko - cíl mise Rosetta* [online]. [vid. 2021-04-08]. Dostupné z: <http://spaceprobes.kosmo.cz/index.php?cid=79>
- [49] *ESA Science & Technology - Klim Churyumov - co-discoverer of comet 67P* [online]. [vid. 2021-04-08]. Dostupné z: <https://sci.esa.int/web/rosetta/-/54598-klim-churyumov>
- [50] *ESA Science & Technology - Svetlana Gerasimenko - co-discoverer of comet 67P* [online]. [vid. 2021-04-08]. Dostupné z: <https://sci.esa.int/web/rosetta/-/54597-svetlana-gerasimenko>
- [51] *ESA Science & Technology - Highlights from the Rosetta mission thus far* [online]. [vid. 2021-04-08]. Dostupné z: <https://sci.esa.int/web/rosetta/-/54456-highlights-from-the-rosetta-mission-thus-far>
- [52] *Mission Overview - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/overview/>

- [53] *Report of the Mars 2020 Science Definition Team* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: https://mepag.jpl.nasa.gov/reports/MEP/Mars_2020_SDT_Report_Final.pdf
- [54] *Morning Launch for Mars 2020 Perseverance – NASA's Mars Exploration Program* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/resources/25179/morning-launch-for-mars-2020-perseverance/>
- [55] *Launch - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/timeline/launch/>
- [56] *Trip to Mars - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/timeline/cruise/>
- [57] *Landing Toolkit: Perseverance Rover - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/timeline/landing/>
- [58] *Timeline of Major Mission Events During Curiosity's Landing – NASA's Mars Exploration Program* [online]. [vid. 2021-04-17]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/resources/4392/timeline-of-major-mission-events-during-curiositys-landing/>
- [59] *MEK - Mars 2020 - Perseverance* [online]. [vid. 2021-04-16]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/sondy/usa/mars/perseverance/index.htm>
- [60] *MEK - Mars 2020 - Perseverance* [online]. [vid. 2021-04-19]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/sondy/usa/mars/perseverance/index.htm>
- [61] *Mars Helicopter - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-05-04]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/technology/helicopter/#Quick-Facts>
- [62] *Electrical Power - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-05-04]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/rover/electrical-power/>
- [63] *Aerojet Rocketdyne Propulsion to Enable NASA Perseverance* [online]. [vid. 2021-05-04]. Dostupné z: <https://www.globenewswire.com/news-release/2021/02/17/2177546/0/en/Aerojet-Rocketdyne-Propulsion-to-Enable-NASA-Perseverance-Rover-s-Landing-on-Mars.html>
- [64] DAWSON, Matt, Gerry BREWSTER, Chris CONRAD, Mike KILWINE, Blake CHENEVERT a O. MORGAN. Monopropellant hydrazine 700 lbf throttling terminal descent engine for Mars science laboratory. In: *Collection of Technical Papers - 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* [online]. B.m.: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2007, s. 4619–4629. ISBN 1563479036. Dostupné z: doi:10.2514/6.2007-5481
- [65] *Mars 2020 Expanded Spacecraft Illustration – NASA's Mars Exploration Program* [online]. [vid. 2021-05-04]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/resources/25326/mars-2020-expanded-spacecraft-illustration/>
- [66] *Communications - NASA Mars* [online]. [vid. 2021-05-04]. Dostupné z: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/rover/communications/>
- [67] *A month on Mars: what NASA's Perseverance rover has found so far* [online]. [vid. 2021-04-16]. Dostupné z: <https://www.nature.com/articles/d41586-021-00698-5>

- [68] *NASA's Ingenuity Mars Helicopter Succeeds in Historic First Flight* | NASA [online]. [vid. 2021-05-04]. Dostupné z: <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-s-ingenuity-mars-helicopter-succeeds-in-historic-first-flight>
- [69] LEBRETON, J. P. a D. L. MATSON. An overview of the Cassini mission. *Il Nuovo Cimento C* [online]. 1992, **15**(6), 1137–1147. ISSN 03905551. Dostupné z: doi:10.1007/BF02506708
- [70] SCHILLING, Klaus. The Cassini/Huygens space mission to explore the Saturnian system. In: *IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline)* [online]. B.m.: IFAC Secretariat, 2005, s. 151–156. ISBN 008045108X. Dostupné z: doi:10.3182/20050703-6-cz-1902.01986
- [71] MATSON, Dennis L., Linda J. SPILKER a Jean Pierre LEBRETON. *The Cassini/Huygens mission to the saturnian system* [online]. 2002 [vid. 2021-02-11]. ISSN 00386308. Dostupné z: doi:10.1023/A:1023609211620
- [72] *MEK - Cassini/Huygens* [online]. [vid. 2021-02-08]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/sondy/usa/cassini/index.htm>
- [73] *Timeline / The Journey – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-02-22]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/cassini/the-journey/timeline/#descent-to-titan>
- [74] SPILKER, Linda. Cassini-Huygens' exploration of the Saturn system: 13 years of discovery. *Science* [online]. 2019, **364**(6445), 1046–1051. ISSN 10959203. Dostupné z: doi:10.1126/science.aat3760
- [75] *Cassini-Huygens / Facts, Dates, & Images / Britannica* [online]. [vid. 2021-03-15]. Dostupné z: <https://www.britannica.com/event/Cassini-Huygens>
- [76] HENRY, Curt A. *An introduction to the design of the Cassini spacecraft* [online]. 2002. ISSN 00386308. Dostupné z: doi:10.1023/A:1023696808894
- [77] *Spaceprobes Cassini* [online]. [vid. 2021-02-08]. Dostupné z: <http://spaceprobes.kosmo.cz/index.php?cid=102>
- [78] *014.jpg (783×522)* [online]. [vid. 2021-04-16]. Dostupné z: <http://spaceprobes.kosmo.cz/images/cassini/014.jpg>
- [79] *Huygens* [online]. [vid. 2021-03-15]. Dostupné z: <http://spaceprobes.kosmo.cz/index.php?cid=110>
- [80] *Titan Landing Pictures by Huygens Spacecraft / Space* [online]. [vid. 2021-03-15]. Dostupné z: <https://www.space.com/16130-titan-landing-saturn-moon-huygens-pictures.html>
- [81] *016.jpg (644×393)* [online]. [vid. 2021-03-15]. Dostupné z: http://spaceprobes.kosmo.cz/images/new_horizons/016.jpg
- [82] *File:Both Cassini main engines.jpg - Wikimedia Commons* [online]. [vid. 2021-03-15]. Dostupné z: https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Both_Cassini_main_engines.jpg
- [83] *Saturn / Science – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/cassini/science/saturn/>

- [84] *Rings / Science – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/cassini/science/rings/>
- [85] MITCHELL, Robert T. The Cassini Mission exploring Saturn. *Acta Astronautica* [online]. 2008, **63**(1–4), 61–67 [vid. 2021-02-07]. ISSN 00945765. Dostupné z: doi:10.1016/j.actaastro.2007.12.064
- [86] *Kosmonautika: Rakety* [online]. [vid. 2021-03-23]. Dostupné z: <http://laik.kosmo.cz/rakety/index.html>
- [87] *MEK - Kurz kosmonautiky (2. Teorie letu)* [online]. [vid. 2021-03-23]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/zaklady/kurz/kurz2.htm>
- [88] *(No Title)* [online]. [vid. 2021-03-25]. Dostupné z: <https://static1.squarespace.com/static/56048193e4b04032510db34d/t/5a9329d4f9619a83af532f47/1519593940696/Unit+1+Lesson+2.pdf>
- [89] *Orbital Velocity of Satellite - MyRank* [online]. [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: <https://blog.myrank.co.in/orbital-velocity-of-satellite/>
- [90] *Propulsion System* [online]. [vid. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rocket.html>
- [91] *Rocket Thrust Equation* [online]. [vid. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rockth.html>
- [92] *MEK - Pohonne systémy* [online]. [vid. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://mek.kosmo.cz/zaklady/rakety/motory.htm>
- [93] *310488_1_En_11_Fig4_HTML.gif (553×479)* [online]. [vid. 2021-04-14]. Dostupné z: https://media.springernature.com/original/springer-static/image/chp%3A10.1007%2F978-1-4471-6796-9_11/MediaObjects/310488_1_En_11_Fig4_HTML.gif
- [94] *Types of chemical rocket engines — Science Learning Hub* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/resources/393-types-of-chemical-rocket-engines>
- [95] *Liquid rocket engine — Science Learning Hub* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/images/411-liquid-rocket-engine>
- [96] *(PDF) Advanced Rocket Engines* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/225022069_Advanced_Rocket_Engines
- [97] *F-1* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/f/f-1.html>
- [98] *SpaceX Raptor – SpaceX / Spaceflight101* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <https://spaceflight101.com/spx/spacex-raptor/>
- [99] *SSME* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/ssme.html>
- [100] *RD-253-11D48* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/r/rd-253-11d48.html>
- [101] *Viking 4B* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/v/viking4b.html>

- [102] *R-4D* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://astronautix.com/r/r-4d.html>
- [103] *Solid rocket engine — Science Learning Hub* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/images/410-solid-rocket-engine>
- [104] ZANDBERGEN, Ir B T C. *SOME TYPICAL SOLID PROPELLANT ROCKET MOTORS Memorandum M-712 (Version 2.0)* [online]. B.m.: Delft University of Technology. 2013 [vid. 2021-05-19]. Dostupné z: <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid%3A9d5e2d69-6e4a-4732-89c2-9e462226d62e>
- [105] *Ariane 5-0 P230* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/a/ariane5-0p230.html>
- [106] *UA1205* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/u/ua1205.html>
- [107] *SRB* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <http://www.astronautix.com/s/srb.html>
- [108] *Hybrid rocket engine — Science Learning Hub* [online]. [vid. 2021-04-02]. Dostupné z: <https://www.sciencelearn.org.nz/images/412-hybrid-rocket-engine>
- [109] SURMACZ, Paweł a Grzegorz RARATA. Hybrid Rocket Propulsion Development and Application [online]. 2016, (April). Dostupné z: https://www.researchgate.net/publication/283216967_Hybrid_Rocket_Propulsion_Development_and_Application
- [110] *Technical Description - rosemiller* [online]. [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: <https://sites.google.com/site/rosemiller34/home/technical-description>
- [111] PEDERSEN, Thomas a Flemming NYBOE. *Copenhagen Suborbitals Flight report HEAT-1X / Tycho Brahe* [online]. 2011 [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: https://copenhagensuborbitals.com/wp_blog/wp_content/uploads/2013/11/HEAT1X_flight.pdf
- [112] FAENZA, Martina G, Adrien J BOIRON, Bastien HAEMMERLI, Solli LENNART, Terje VESTERÅS a Onno VERBERNE. Getting Ready for Space: Nammo's Development of a 30 kN Hybrid Rocket Based Technology Demonstrator [online]. 2017 [vid. 2021-04-04]. Dostupné z: doi:10.13009/EUCASS2017-410
- [113] *Rocket Control* [online]. [vid. 2021-03-30]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/rocket/rktcontrl.html>
- [114] *Saturn IB First (S-IB) Stage Fin* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: <http://heroicrelics.org/info/saturn-i-and-ib/s-ib-fin.html>
- [115] *Thrust vectoring - Wikiwand* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: https://www.wikiwand.com/en/Thrust_vectoring
- [116] *Shuttle Reaction Control System / How Things Fly* [online]. [vid. 2021-04-14]. Dostupné z: <https://howthingsfly.si.edu/media/shuttle-reaction-control-system>
- [117] *LR-101 vernier Rocket Engine, and it's interesting History | by Junwoo HWANG | Medium* [online]. [vid. 2021-04-14]. Dostupné z: <https://medium.com/@isp528s/lr-101-vernier-rocket-engine-and-its-interesting-history-c2ee5b6eef74>

- [118] *465743_1_En_194_Fig3_HTML.png (744×547)* [online]. [vid. 2021-04-14]. Dostupné z: https://media.springernature.com/original/springer-static/image/chp%3A10.1007%2F978-981-13-3305-7_194/MediaObjects/465743_1_En_194_Fig3_HTML.png
- [119] *Thrust Vector Control - Propulsion 2 - Aerospace Notes* [online]. [vid. 2021-04-14]. Dostupné z: <https://aerospacenet.com/propulsion-2/thrust-vector-control/>
- [120] NEUGEBAUER, Christian a Manfred FALKNER. *Lessons Learned on Cryogenic Rocket Engine's Gimbal Bearing Lubrication Selection*. nedatováno.
- [121] *2: Ariane MPS solid booster gimbal system[2] | Download Scientific Diagram* [online]. [vid. 2021-04-14]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/Ariane-MPS-solid-booster-gimbal-system2_fig2_292987051
- [122] *Space Transportation System Training Data Space Shuttle Main Engine Orientation*. 1998.
- [123] *Engine | Cassini – NASA Solar System Exploration* [online]. [vid. 2021-05-19]. Dostupné z: <https://solarsystem.nasa.gov/missions/cassini/engine/>
- [124] *Bipropellant In-Space Propulsion | Aerojet Rocketdyne* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: <https://www.rocket.com/space/space-power-propulsion/bipropellant-space-propulsion>
- [125] *Aerojet Rocketdyne's R-4D engine: From Apollo to Orion and beyond | Aerojet Rocketdyne* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: <https://www.rocket.com/media/news-features/aerojet-rocketdyne's-r-4d-engine-apollo-orion-and-beyond>
- [126] *Aerojet Rocketdyne Satellite Propulsion* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: [https://www.rocket.com/sites/default/files/documents/Satellite Propulsion Overview.pdf](https://www.rocket.com/sites/default/files/documents/Satellite%20Propulsion%20Overview.pdf)
- [127] *Apollo Artifacts: Marquardt R-4D Apollo spacecraft attitude control engine* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: <https://www.apolloartifacts.com/2013/11/marquardt-r-4d-apollo-spacecraft-attitude-control-engine.html>
- [128] *Nozzle Design Parameters[7] | Download Scientific Diagram* [online]. [vid. 2021-04-12]. Dostupné z: https://www.researchgate.net/figure/Nozzle-Design-Parameters7_fig1_264067024
- [129] *RS-25 Engine | Aerojet Rocketdyne* [online]. [vid. 2021-05-19]. Dostupné z: <https://www.rocket.com/space/liquid-engines/rs-25-engine>
- [130] *Rockets 101 - How to turn during flight* [online]. [vid. 2021-05-05]. Dostupné z: <https://www.zmescience.com/space/rockets-101-gimballed-thrust/>
- [131] *Rocketdyne F-1* [online]. [vid. 2021-05-19]. Dostupné z: <https://engineering.purdue.edu/~propulsi/propulsion/rockets/liquids/f1.html>
- [132] *ESA - Vulcain engine* [online]. [vid. 2021-05-19]. Dostupné z: http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Transportation/Launch_vehicles/Vulcain_engine

- [133] *SpaceX Raptor – SpaceX / Spaceflight101* [online]. [vid. 2021-05-19]. Dostupné z: <https://spaceflight101.com/spx/spacex-raptor/>
- [134] *F-1 Rocket Engine Gimbal* [online]. [vid. 2021-05-10]. Dostupné z: <https://space.stackexchange.com/questions/28106/what-is-the-purpose-of-the-shaft-and-block-in-these-two-different-engine-gim>
- [135] NEUGEBAUET, Christian, Manfred FALKNER, Ludwig SUPPER a Gerhard TRAXLER. Bearing Development for a Rocket Engine Gimbal. *Proceedings of the 38th Aerospace Mechanisms Symposium*. 2005, 269–281.
- [136] *SpaceX Raptor Engine* [online]. [vid. 2021-05-10]. Dostupné z: <https://forum.nasaspaceflight.com/index.php?topic=47506.1900>
- [137] *Electromechanical actuation for launch vehicles* [online]. [vid. 2021-05-12]. Dostupné z: https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Space_Defense/Technical_Bulletins/Electromechanical_Actuation_for_Launch_Vehicles.pdf
- [138] *Launch Vehicle Actuators* [online]. [vid. 2021-05-12]. Dostupné z: <https://www.moog.com/products/actuators-servoactuators/space/launch-vehicles.html>

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK

ARC – Ames Research Center

ASI – Agenzia Spaziale Italiana

BSM – Bus Support Module

DSN – Deep Space Network

ESA – European Space Agency

FIELDS – Fields And Particles Pallet

HGA – High Gain Antenna

HTPB – Hydroxyl-Terminated PolyButadiene

ISS – International Space Station

JAXA – Japan Aerospace Exploration Agency

JPL – Jet Propulsion Laboratory

LGA – Low Gain Antenna

MSR – Mars Sample Return

NASA – National Aeronautics and Space Administration

PBAN – PolyButadiene acrylic acid Acrylo-Nitrile

PSE – Probe Support Equipment

PSM – Payload Support Module

RCS – Reaction Control System

RSP – Remote Sensing Pallet

RTG – Radioisotope Thermoelectric Generator

SRB – Solid Rocket Booster

SRM – Solid propellant Rocket Motor

SSME – Space Shuttle Main Engine

TPRM – Titan Probe/Radar Mapper

TPSO – Titan Probe/Saturn Orbiter

UHF – Ultra High Frequency